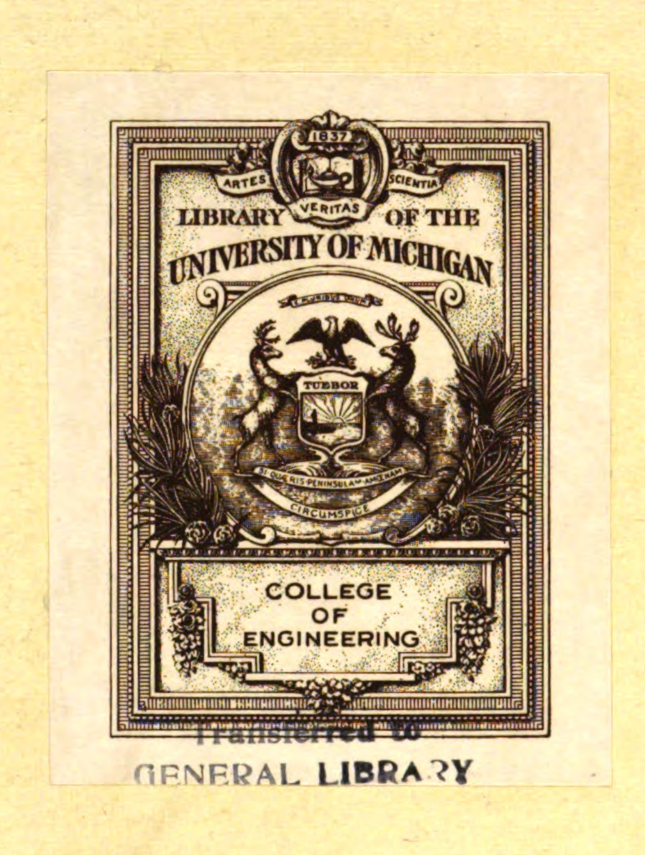



1837
ARTES
VERITAS
SCIENTIA
LIBRARY OF THE
UNIVERSITY OF MICHIGAN
TUEBOR
CIRCUMSPICE
COLLEGE
OF
ENGINEERING

ZEITSCHRIFT FÜR FLUGTECHNIK UND MOTORLUFTSCHIFFAHRT

ORGAN DER WISSENSCHAFTLICHEN GESELLSCHAFT FÜR FLUGTECHNIK

HERAUSGEBER UND SCHRIFTLEITER:

ING. ANSBERT VORREITER

ÖFFENTLICH ANGESTELLTER, BEEIDIGTER SACHVERSTÄNDIGER FÜR LUFTFAHRZEUGE
DER HANDELSKAMMER BERLIN UND DER POTSDAMER HANDELSKAMMER, SITZ BERLIN

BERLIN-STEGLITZ, SEDANSTRASSE 40/II
TEL.: STEGLITZ 1779

LEITER DES WISSENSCHAFTLICHEN TEILS:

DR. L. PRANDTL UND DR.-ING. F. BENDEMANN

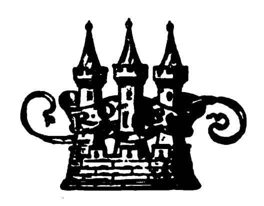
PROFESSOR AN DER UNIVERSITÄT GÖTTINGEN

PROFESSOR, DIREKTOR DER VERSUCHSANSTALT FÜR LUFTFAHRT, BERLIN-ADLERSHOF

7. JAHRGANG

1916

MIT 301 ABBILDUNGEN



MÜNCHEN UND BERLIN 1916
DRUCK UND VERLAG VON R. OLDENBOURG

Inhalts-Übersicht.

Autoren.

Sachliches Register.

Patente (erteilte).

(Alphabetisches Patentinhaber-Verzeichnis.)



Patente (erteilte).

(Sachliches Register.)

Auszüge aus den Patentschriften.

(Alphabetisches Patentinhaber-Verzeichnis.)

Auszüge aus den Patentschriften.

(Sachliches Register.)



Bücherbesprechungen.

Autoren.



Bücherbesprechungen.

Sachliches Register.

Zeitschrift für Flugtechnik und Motorluftschiffahrt

Organ der Wissenschaftlichen Gesellschaft für Luftfahrt

HERAUSGEBER UND SCHRIFTLEITER:
Ingenieur ANSBERT VORREITER
BERLIN-STEGLITZ, Sedanstraße 40/II.

LEITER DES WISSENSCHAFTLICHEN TEILS:
Dr. L. PRANDTL, Professor an der Universität Göttingen
und Dr.-Ing. F. BENDEMANN, Professor, Direktor der Versuchsanstalt für Luftfahrt, Berlin-Adlershof

VERLAG VON R. OLDENBOURG IN MÜNCHEN UND BERLIN

Jahrgang VII. | 29. Januar 1916. | Heft 1 u. 2.

Zeitschrift für Flugtechnik und Motorluftschiffahrt

Organ der Wissenschaftlichen Gesellschaft für Luftfahrt

HERAUSGEBER UND SCHRIFTLEITER: Ingenieur ANSBERT VORREITER, BERLIN-STEGLITZ, Sedanstraße 40/II.

LEITER DES WISSENSCHAFTLICHEN TEILS: Dr. L. PRANDTL, Professor an der Universität Göttingen und Dr.-Ing. F. BENDEMANN, Professor, Direktor der Versuchsanstalt für Luftfahrt, Berlin-Adlershof

VERLAG VON R. OLDENBOURG IN MÜNCHEN UND BERLIN

Jahrgang VII. | 29. Januar 1916. | Heft 1 und 2.

Die Zeitschrift erscheint am mittleren und letzten Sonnabend des Monats und kostet bei Bezug durch den Buchhandel, die Postämter oder die Verlagsanstalt innerhalb Deutschland und Österreich-Ungarn pro anno M. 12.—, pro Semester M. 6.—, im Ausland M. 15.— bei direktem Bezug durch den Verlag.

ANZEIGEN werden von der Verlagsbuchhandlung zum Preise von 15 Pf. für jeden mm Höhe bei 45 mm Spaltenbreite angenommen. Bei 6-, 9-, 12-, 18- und 24 maliger Wiederholung wird ein steigender Rabatt gewährt. — BEILAGEN, von denen zuvor ein Probe-Exemplar einzusenden ist, werden nach Vereinbarung beigefügt.

STELLENGESUCHE werden für Mitglieder der Wissenschaftlichen Gesellschaft für Flugtechnik mit 15 Pfg. für die Zeile berechnet.

Alle Zuschriften, welche die **Expedition** oder den Anzeigenteil des Blattes betreffen, sind zu adressieren: Verlagsbuchhandlung R. Oldenbourg, München. Zuschriften für die **Schriftleitung**: Ing. Ansbert Vorreiter, Berlin-Steglitz, Sedanstr. 40/II. Fernsprechamt Steglitz 1779, Telegr.-Adresse: »Vorreiter Berlin-Steglitz«.

INHALT:

Die Strömung im Reaktionsstrahl der vollkommenen, vielflügeligen Hubschraube.

Von Prof. Dr. **Wilhelm Nußelt**, Dresden.

(Fortsetzung und Schluß.)

Oben war angenommen worden, daß L und v_{z1} als Funktionen von x willkürlich gewählt werden können. Aus einer mechanischen Betrachtung läßt sich aber eine Bedingung ableiten, die zeigt, daß zwischen L und v_{z1} eine Beziehung erfüllt sein muß. Betrachtet man die gesamte Luftmasse als einen Punkthaufen, so kann man auf sie den Satz vom Antrieb anwenden. Man schlägt um den Propeller eine sehr große Kugel. Im Saugraum strömt die Luft radial mit überall gleicher und sehr kleiner Geschwindigkeit ein. Im Druckraum strömt die Luft mit endlicher Geschwindigkeit parallel zur Achse aus. Da der Druck auf der ganzen Kugelfläche p_0 ist, so ist nach dem Satz vom Schwerpunkt der Propellerschub P gleich der Bewegungsgröße der Luft im Reaktionsstrahl, da die Bewegungsgröße der Luft auf der Kugelfläche im Saugraum aus Symmetriegründen null ist. Es ist also

$$P = 2\pi\varrho\int v_{z2}^2\, r_2\, dr_2 \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad 25)$$

Auf die durch den Propeller streichende Luft angewendet, liefert der Schwerpunktssatz eine zweite Gleichung für den Propellerschub. Nach diesem bewegt sich der Schwerpunkt eines Punkthaufens so, als wenn alle Masse des Punkthaufens in ihm vereinigt wäre und alle auf den Punkthaufen wirkenden äußeren Kräfte an ihm angreifen würden. Da nun beim Durchströmen der Luft durch das Propellerblatt keine axiale Beschleunigung auftritt, wird auch der Schwerpunkt nicht beschleunigt. Es müssen deshalb die äußeren Kräfte im Gleichgewicht stehen. Diese sind der Propellerschub P und der Druck der Luft p_1 und p_2 vor und hinter dem Propellerblatt. Daraus folgt für den Propellerschub die weitere Gleichung

$$P = 2\pi\int_0^{r_0}(p_2 - p_1)\, r_1\, dr_1 = 2\pi\int_0^{r_0} L\, r_1\, dr_1 \quad . \quad . \quad 26)$$

Ein Stromfaden, der im Abstand $x = \frac{r_1}{r_0}$ am Propeller beginnt, habe am Ende des Strahles einen Abstand $y = \frac{r_2}{r_0}$ von der Propellerachse. Setzt man noch den Propellerkreis gleich F_0, so gehen die Gl. 25 und 26 über in

$$P = 2 F_0\int_0^1 L\, x\, dx \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad 26a)$$

und

$$P = 2\varrho F_0\int_0^1 v_{z2}^2\, y y'\, dx \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad 25a)$$

da wegen der Kontinuität

$$\frac{v_{z1}}{v_{z2}} = \frac{y y'}{x} \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad 27)$$

ist.

Die Gleichsetzung von 25a und 26a liefert die Bedingungsgleichung

$$\int_0^1 (L\, x - v_{z2}^2\, y y'\, \varrho)\, dx = 0 \quad . \quad . \quad . \quad . \quad 28)$$

Nun ist nach Gl. 8

$$L = \frac{\varrho}{2} v_{z2}^2 \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad 8)$$

Setzt man diesen Wert in Gl. 28 ein, so wird

$$\int_0^1 v_{z2}^2 (x - 2\, y y')\, d x = 0 \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad 28\text{a})$$

da v_{z2} immer positiv ist, muß

$$y = \frac{x}{\sqrt{2}} \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad 29)$$

werden. Dann wird nach Gl. 27

$$v_{z2} = 2\, v_{z1} \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad 30)$$

und

$$L = 2\, \varrho\, v_{z1}^2 \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad 31)$$

Es wird also jedes Luftteilchen nach dem Durchströmen des Propellers im Strahl auf die doppelte Geschwindigkeit beschleunigt. Gl. 31 zeigt weiter, daß man nur eine von den beiden Größen L und v_{z1} wählen darf.

Bei der technischen Anwendung des Propellers interessiert in erster Linie der Zusammenhang zwischen aufgewendeter Leistung und erzeugtem Propellerschub. Dieser ist nach Gl. 26a unter Verwendung von Gl. 31

$$P = 4\, \varrho\, F_0 \int_0^1 x\, v_{z1}^2\, d x \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad 26\text{b})$$

Die dem Propeller durch einen Motor zugeführte Leistung N wird

$$N = 4\, \varrho\, F_0 \int_0^1 x\, v_{z1}^3\, d x \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad 32)$$

Nimmt man v_{z1} als Funktion von x an, so liefern die Integrale P und N. Um bei gegebener Leistung den Propellerschub zu einem Maximum zu machen, muß

$$\frac{\partial}{\partial v_{z1}} (x\, v_{z1}^2 + \lambda\, x\, v_{z1}^3) = 0 \quad . \quad . \quad . \quad . \quad 33)$$

sein oder

$$2\, v_{z1} + 3\, \lambda\, v_{z1}^2 = 0 \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad 34)$$

werden, d. h. v_{z1} muß konstant über den ganzen Propellerkreis sein. Setzt man diesen Wert gleich v, so wird

$$N = 2\, \varrho\, F_0\, v^3 \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad 35)$$

und

$$P = 2\, \varrho\, F_0\, v^2 \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad 36)$$

Eliminiert man aus beiden Gleichungen v, so ergibt

$$P = \sqrt[3]{2\, \varrho\, F_0\, N^2} \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad 37)$$

die Bendemann-Finsterwalder-Prandtlsche Formel.

Nach Gl. 8 wird in diesem Falle die Drucksteigerung im Propeller

$$p_2 - p_1 = L = \frac{\varrho}{2} v_{z2}^2 = 2\, \varrho\, v^2 \quad . \quad . \quad . \quad 38)$$

Nahe an der Achse des Propellers ist die radiale Geschwindigkeit v_r klein. Dann ist dort der Unterdruck vor dem Propeller

$$p_0 - p_1 = \frac{\varrho}{2} v^2 = \frac{1}{4} (p_2 - p_1) \quad . \quad . \quad . \quad 39)$$

und der Überdruck hinter dem Propeller

$$p_2 - p_0 = \frac{3}{2}\, \varrho\, v^2 = \frac{3}{4} (p_2 - p_1) \quad . \quad . \quad . \quad 40)$$

In der Nähe der Achse ist demnach der Überdruck hinter dem Propeller dreimal so groß wie der Unterdruck vor dem Propeller. Nach Gl. 6 nimmt der Unterdruck gegen den Rand des Propellers zu, während der Überdruck hinter dem Propeller gegen den Rand sinkt.

Aus den Gl. 26b und 32 erhält man für jede beliebige Geschwindigkeitsverteilung v_{z1} den Propellerschub und die zugeführte Leistung. Setzt man z. B.

$$v_{z1} = A\, x^n \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad 41)$$

so wird der Propellerschub

$$P = \frac{2\, \varrho\, F_0\, A^2}{n + 1} \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad 42)$$

und die zugeführte Leistung

$$N = \frac{4\, \varrho\, F_0\, A^3}{3\, n + 2} \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad 43)$$

Aus diesen beiden Gleichungen kann man A eliminieren und erhält dann die Abhängigkeit des Propellerschubes von der zugeführten Leistung

$$P = \sqrt[3]{\frac{\varrho\, F_0\, N^2 (3\, n + 2)^2}{2\, (n + 1)^3}} \quad . \quad . \quad . \quad . \quad 44)$$

Bezeichnet man mit P_{max} den nach Gl. 37 für einen Propeller bei gegebenem Durchmesser und angenommener zugeführter Leistung N erzielbaren größten Propellerschub, so wird bei einer durch den Exponenten n der Gl. 41 definierten Verteilung der Geschwindigkeit über den Querschnitt das Verhältnis des hierbei erzielbaren Schubes P zum maximalen P_{max}

$n =$	$^1/_2$	1	2
$\dfrac{P}{P_{max}} =$	0,968	0,921	0,841.

Es möge jetzt der wichtigere, weil normale Fall des Propellers ohne Gegenpropeller behandelt werden. Nach dem Flächensatz erhält hier der Drall der in der Zeiteinheit durch den Propeller strömenden Luft eine Änderung. Vor dem Propeller ist der Drall der Luft, bezogen auf die Drehachse null, weil im Unendlichen der Drall null ist und im Ansaugeraum kein Moment auftritt. Beim Durchgang durch die Propellerebene wirke auf die Raumeinheit der Luft das Moment M, das nach dem Flächensatz gleich dem Drall der Luft nach dem Durchgang durch den Propeller ist. Es muß die Luft also nach dem Propeller eine tangentiale Geschwindigkeitskomponente v_{t1} besitzen nach der Gleichung

$$M = v_{t1}\, r_1\, \varrho \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad 45)$$

Multipliziert man beiderseits mit der Wirbelgeschwindigkeit ω, so wird

$$M\, \omega = L = v_{t1}\, r_1\, \omega\, \varrho \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad 46)$$

Die Eulerschen Gleichungen erweitern sich jetzt zu

$$\left.\begin{aligned} \varrho \left(v_z \frac{\partial v_z}{\partial z} + v_r \frac{\partial v_z}{\partial r} \right) &= - \frac{\partial p}{\partial z} \\ \varrho \left(v_z \frac{\partial v_r}{\partial z} + v_r \frac{\partial v_r}{\partial r} - \frac{v_t^2}{r} \right) &= - \frac{\partial p}{\partial r} \\ \left(v_z \frac{\partial v_t}{\partial z} + v_r \frac{\partial v_t}{\partial r} - \frac{v_r\, v_t}{r} \right) &= 0 \end{aligned}\right\} \quad . \quad . \quad 47)$$

Die Kontinuitätsgleichung dagegen bleibt dieselbe wie beim eingangs behandelten Fall.

$$\frac{\partial v_z r}{\partial z} + \frac{\partial v_r r}{\partial r} = 0 \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad 48)$$

Aus dem Gleichungssystem 47 und 48 soll nun wieder die Differentialgleichung für die Stromfunktion ψ abgeleitet werden. Führt man diese wieder mit Gl. 9 und den Ringwirbel nach Gl. 10 ein und eliminiert man zunächst aus den beiden ersten Gleichungen des Systems 47 den Druck p, so erhält man die Gleichung

$$\frac{\partial v_z w_t}{\partial z} + \frac{\partial v_r w_t}{\partial r} + \frac{1}{r} \frac{\partial v_t^2}{\partial z} = 0 \quad . \quad . \quad . \quad 49)$$

Die 3. Gleichung des Systems 47 geht dagegen über in die Gleichung

$$\frac{\partial \psi}{\partial r} \frac{\partial v_t r}{\partial z} - \frac{\partial \psi}{\partial z} \frac{\partial v_t r}{\partial r} = 0 \quad . \quad . \quad . \quad . \quad 50)$$

deren Integration

$$v_t\, r = f(\psi) \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad 51)$$

ergibt, eine Beziehung, die aussagt, daß längs einer Stromlinie der Drall konstant ist. Mittels dieser Gl. 51 kann man die Tangentialkomponente der Geschwindigkeit v_t in der Gl. 49

eliminieren, welche dadurch in die folgende Gleichung übergeht

$$\frac{\partial \psi}{\partial r}\frac{\partial^{w_t}/r}{\partial z} - \frac{\partial \psi}{\partial z}\left(\frac{\partial^{w_t}/r}{dr} - \frac{2}{r^3} f(\psi) f'(\psi)\right) = 0 \quad . \quad 49a)$$

die integriert die Beziehung

$$\frac{w_t}{r} = F(\psi) - \frac{f(\psi) f'(\psi)}{r^2} \quad . \quad . \quad . \quad . \quad 52)$$

liefert. Der Ringwirbel wird also durch die Gleichung

$$w_t = r F(\psi) - \frac{f(\psi) f'(\psi)}{r} \quad . \quad . \quad . \quad . \quad 52a)$$

aus der Stromfunktion berechnet.

Zur physikalischen Deutung der Funktion F kann nun wieder die Bernoullische Gleichung herangezogen werden. Sie lautet hier

$$p + \frac{\varrho}{2}(v_z^2 + v_r^2 + v_t^2) = p_0 + L \quad . \quad . \quad . \quad 53)$$

worin L die beim Durchgang durch die Propellerebene auf die Raumeinheit übertragene Arbeit darstellt; L ist also für jeden Stromfaden eine Konstante. Die Gl. 53 werde nach r differentiert

$$\frac{\partial p}{\partial r} + \varrho\left(v_r \frac{\partial v_r}{\partial r} + v_z \frac{\partial v_z}{\partial r} + v_t \frac{\partial v_t}{\partial r}\right) = \frac{dL}{d\psi}\frac{\partial \psi}{\partial r} \quad . \quad 54)$$

Davon wird die 2. Eulersche Gleichung

$$\frac{\partial p}{\partial r} + \varrho\left(v_z \frac{\partial v_r}{\partial z} + v_r \frac{\partial v_r}{\partial r} - \frac{v_t^2}{r}\right) = 0 \quad . \quad . \quad 47)$$

abgezogen. Es folgt

$$\varrho\left(v_z w_t + \frac{1}{2r^2}\frac{\partial (v_t r)^2}{\partial r}\right) = \frac{dL}{d\psi}\frac{\partial \psi}{\partial r} \quad . \quad . \quad 48)$$

Beachtet man nun die Gl. 51 und 9, so ergibt die Gl. 48

$$w_t = \frac{r}{\varrho}\frac{dL}{d\psi} - \frac{1}{r} f(\psi)\frac{d f(\psi)}{d\psi} \quad . \quad . \quad . \quad . \quad 55)$$

Nach Gl. 52 ist dagegen

$$w_t = r F(\psi) - \frac{1}{r} f \psi \frac{d f(\psi)}{d(\psi)} \quad . \quad . \quad . \quad . \quad 52)$$

Der Vergleich von Gl. 55 und 52 lehrt, daß wieder ebenso wie oben (s. Gl. 20)

$$F(\psi) = \frac{1}{\varrho}\frac{dL}{d\psi} \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad 56)$$

ist. Damit ist F durch L ausgedrückt. Nun läßt sich auch f durch L ausdrücken. Es ist nach Gl. 46

$$f(\psi) = \frac{L}{\varrho\omega} \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad 57)$$

Es wird deshalb der Ringwirbel

$$w_t = \frac{r}{\varrho}\frac{dL}{d\psi} - \frac{1}{r(\varrho\omega)^2} L \frac{dL}{d\psi} \quad . \quad . \quad . \quad . \quad 58)$$

oder

$$w_t = \left(\frac{r}{\varrho} - \frac{L}{r(\varrho\omega)^2}\right)\frac{dL}{d\psi} \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad 58a)$$

Somit wird die Differentialgleichung der Stromfunktion im Strahl

$$\frac{\partial^2 \psi}{\partial z^2} + \frac{\partial^2 \psi}{\partial r^2} - \frac{1}{r}\frac{\partial \psi}{\partial r} = \left(\frac{r^2}{\varrho} - \frac{L}{(\varrho\omega)^2}\right)\frac{dL}{d\psi} \quad . \quad 59)$$

Zur Untersuchung des Zusammenhanges zwischen zugeführter Leistung und erzeugtem Propellerschub genügt es, die Strömungsverhältnisse am Anfang und Ende des Strahles zu betrachten.

Es seien v_{z1} und v_{r1} die Geschwindigkeitskomponenten am Eintritt in den Propeller. Der Druck sei dort p_1, während er hinter dem Propeller p_2 sei. Zu diesen Geschwindigkeitskomponenten tritt nach dem Propeller noch die tangentiale Komponente v_{t1}. Die Bernoullische Gleichung für den Saugraum lautet dann wieder

$$p_0 = p_1 + \frac{\varrho}{2}(v_{z1}^2 + v_{r1}^2) \quad . \quad . \quad . \quad . \quad 60)$$

Beim Durchgang durch den Propeller wird der Raumeinheit die Arbeit L übertragen, von der ein Teil auf die Drucksteigerung und ein zweiter Teil auf die tangentiale Beschleunigung entfällt. Es ist also

$$L = p_2 - p_1 + \frac{v_{t1}^2 \varrho}{2} \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad 61)$$

Nun ist nach Gl. 46

$$v_{t1} = \frac{L}{r_1 \varrho \omega} \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad 46)$$

also wird

$$p_2 - p_1 = L - \frac{L^2}{2\varrho r_1^2 \omega^2} \quad . \quad . \quad . \quad . \quad 61a)$$

Am Ende des Reaktionsstrahles ist die radiale Geschwindigkeitskomponente null, die andern seien v_{z2} und v_{t2}. Der Druck sei p_3. Dann liefert die Bernoullische Gleichung die Beziehung

$$p_2 + \frac{\varrho}{2}(v_{z1}^2 + v_{r1}^2 + v_{t1}^2) = p_3 + \frac{\varrho}{2}(v_{z2}^2 + v_{t2}^2) \quad 62)$$

Nach Gl. 51 ist längs einer Stromlinie der Drall konstant. Es ist deshalb

$$v_{t1} r_1 = v_{t2} r_2 \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad 51a)$$

wenn r_1 und r_2 die Abstände eines Teilchens am Anfang bzw. am Ende des Strahles von der Achse sind.

Die Kontinuitätsgleichung fordert die Gleichheit

$$v_{z1} r_1 dr_1 = v_{z2} r_2 dr_2 \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad 63)$$

Endlich liefert die 2. Eulersche Gleichung für das Ende des Strahles die Beziehung

$$\frac{dp_3}{dr_2} = \frac{v_{t2}^2}{r_2}\varrho \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad 64)$$

die mit Gl. 51a und 46 übergeht in

$$\frac{dp_3}{dr_2} = \frac{L^2}{\omega^2 \varrho r_2^3} \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad 64a)$$

Zur Vereinfachung mögen die folgenden dimensionslosen Bezeichnungen eingeführt werden

$$\left.\begin{aligned} x &= \frac{r_1}{r_0} \\ t_y &= \frac{r_2}{r_0} \\ u &= \frac{L}{\varrho r_0^2 \omega^2} \\ q &= \frac{v_x^1}{r_0 \omega} \\ v &= \frac{v_{z2}}{\omega r_0} \\ s &= \frac{v_{r1}}{\omega r_0} \end{aligned}\right\} \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad 65)$$

Damit wird die Gl. 63

$$q x = v y y' \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad 63a)$$

Differentiert man die Gl. 62 nach x und berücksichtigt Gl. 64a, so folgt die Differentialgleichung

$$u'(y^2 - u) = v v' y^2 \quad . \quad . \quad . \quad . \quad 66)$$

Man kann nun wieder in der Propellerebene die axiale Durchflußgeschwindigkeit jedes Teilchens v_{z1} und die auf jedes Teilchen im Propeller übertragene Arbeit L annehmen, also die Funktionen q und u. Ohne den ganzen Strömungsverlauf im Saug- und Druckraum durch die Integration der beiden Differentialgleichungen der Stromfunktion Gl. 22, und Gl. 59 feststellen zu müssen, genügen wieder die Gl. 66 und 63a zur Bestimmung aller Größen, welche bei der Berechnung des Propellerschubes P und der Leistung N nötig sind. Die Gleichungen 63a und 66 stellen ein simultanes System gewöhnlicher Differentialgleichungen mit zwei unbekannten Funktionen dar.

Zur Abkürzung werde gesetzt

$$J = \frac{N}{2 F_0 \varrho (r_0 \omega)^3} \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad 67)$$

und

$$S = \frac{P}{F_0 \varrho (r_0 \omega)^2} \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad 68)$$

Hat man das System 63a und 66 gelöst, so wird die Leistung durch eine Integration gewonnen. Es ist

$$J = \int_0^1 u q x \, dx \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad 69)$$

Für den Propellerschub ergeben sich wieder zwei Integrale, je nachdem man den Satz vom Schwerpunkt nur auf die im Propeller enthaltene Luft oder auf die gesamte, an der Strömung beteiligte Luftmasse anwendet. Man erhält so die beiden Integrale

$$S = \int_0^1 \left(2 u x - \frac{u^2}{x}\right) dx \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad 70)$$

und

$$S = \int_0^1 \left(v q x + \frac{2 u q x}{v} - \frac{u^2 q x}{v y^2}\right) dx \quad . \quad . \quad 70a)$$

Die bei der Integration der Gl. 63a und 66 entstehenden Integrationskonstanten sind so zu wählen, daß für

$$x = 0 \text{ auch } y = 0$$

wird und außerdem muß für $x = 1$ $p_3 = p_0$ sein. Dafür folgt aus Gl. 62

$$\frac{v^2}{2} = u - \frac{u^2}{2 y^2} \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad 71)$$

Damit noch die Gleichheit der beiden Integrale 70 und 70a erfüllt werden kann, dürfen u und q als Funktionen von x nicht fest gegeben werden, sondern müssen noch eine willkürliche Konstante enthalten.

Eine Lösung des Systems 63a und 66 liefert die folgende Wahl

$$u = \frac{x^2}{2},$$

$$v = \frac{1}{\sqrt{2}},$$

$$q = \frac{1}{2\sqrt{2}},$$

$$y = \frac{x}{\sqrt{2}}.$$

Nach der Gl. 65 ergeben sie für die Strömung am Propeller folgende Werte

$$v_{s1} = \frac{r_0 \omega}{2\sqrt{2}},$$

$$v_{t1} = \frac{\omega r_1}{2},$$

$$L = \frac{\varrho \omega^2 r_1^2}{2},$$

$$p_3 - p_1 = \frac{3}{4} \cdot \frac{\varrho \omega^2 r_1^2}{2}.$$

¾ von der Arbeit, die einem Teilchen zugeführt wird, dient als Pumpenarbeit und ¼ von ihr zur tangentialen Beschleunigung.

Die Integrale 69 und 70 werden

$$S = \frac{3}{16} \text{ und } J = \frac{1}{16\sqrt{2}},$$

und damit der Propellerschub

$$P = \frac{3}{16} F_0 \varrho (r_0 \omega)^2,$$

und die zugeführte Leistung

$$N = \frac{\sqrt{2}}{16} F_0 \varrho (r_0 \omega)^3.$$

Aus diesen beiden Gleichungen kann man noch die Winkelgeschwindigkeit eliminieren und enthält eine der Gl. 37 entsprechende Gleichung

$$P = \sqrt[3]{\frac{27}{16} F_0 \varrho N^2},$$

die einen um 5,5% kleineren Propellerschub ergibt als die Gl. 37.

Es möge nun noch die Frage angeschnitten werden, wie u und q zu wählen sind, damit bei gegebenem Propellerschub die Leistung ein Minimum wird. Der Durchmesser, die Tourenzahl, die Dichte des Mediums, in dem die Hubschraube arbeitet, und die Größe des gewünschten Propellerschubes seien gegeben. Dadurch ist der Wert der beiden bestimmten Integrale gegeben

$$S = \int_0^1 \left(2 u x - \frac{u^2}{x}\right) dx \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad 70)$$

und

$$S = \int_0^1 \left(v q x + \frac{2 u q x}{v} - \frac{u^2 q x}{v y^2}\right) dx \quad . \quad . \quad 70a)$$

Die unbekannten Funktionen u, q, v und y sind so zu bestimmen, daß außerdem das Arbeitsintegral

$$J = \int_0^1 u q x \, dx \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad 69)$$

ein Minimum wird. Ferner müssen sie noch die Differentialgleichungen 63a und 66 erfüllen

$$q x = v y y' \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad 63a)$$

und

$$- u u' + y^2 u' = v v' y^2 \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad 66)$$

Für die Bestimmung der Integrationskonstanten stehen wieder die Grenzbedingungen

$$\left.\begin{array}{ll} x = 0 & y = 0, \\ x = 1 & \dfrac{v^2}{2} = u - \dfrac{u^2}{2 y^2} \end{array}\right\} \quad . \quad . \quad . \quad . \quad 71)$$

zur Verfügung.

Aus allen Gleichungen kann man zunächst mittels der Gl. 63a q eliminieren, so daß nur noch drei unbekannte Funktionen übrigbleiben, nämlich u, v und y. Nach den Lehren der Variationsrechnung hat man dann zur Lösung dieser isoperimetrischen Aufgabe zwei neue unbekannte Funktionen von x, z und w durch die Ansätze

$$z' - 2 u x + \frac{u^2}{x} = 0 = \varphi_1 \quad . \quad . \quad . \quad . \quad 72)$$

und

$$w' - v^2 y y' - 2 u y y' + \frac{u^2 y'}{y} = 0 = \varphi_2 \quad . \quad . \quad 73)$$

einzuführen. Die Erfüllung dieser beiden Gl. 72 und 73 ersetzt die beiden Gl. 70 und 70a, wenn man für z und w folgende Randwerte vorschreibt

$$\left.\begin{array}{ll} x = 0 & z = w = 0 \\ x = 1 & z = w = S \end{array}\right\} \quad . \quad . \quad . \quad . \quad 74)$$

Schreibt man die Gl. 66 in der Form

$$u' y^2 - u u' - y^2 v v' = 0 = \varphi_3 \quad . \quad . \quad . \quad . \quad 66a)$$

so ist das Variationsproblem auf folgendes zurückgeführt. Es ist das Integral der Gl. 69 zu einem Minimum zu machen, wobei gleichzeitig die drei Gl. 66a, 72 und 73 erfüllt werden. Nach Lagrange führt man drei unbekannte Multiplikatoren (Funktionen von x) λ_1, λ_2 und λ_3 ein, wodurch das Problem auf das folgende übergeführt wird. Die Funktion

$$\Phi = u v y y' + \lambda_1 \varphi_1 + \lambda_2 \varphi_2 + \lambda_3 \varphi_3 \quad . \quad . \quad . \quad 74)$$

ist zu einem Extremum zu machen.

Bezeichnet man eine von den Funktionen u, v, y, z und w mit n, so müssen die fünf Gleichungen von der Form

$$\frac{\partial \Phi}{\partial n} - \frac{d}{dx}\left(\frac{\partial \Phi}{\partial n'}\right) = 0 \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad 76)$$

erfüllt werden. Setzt man u, v, y, z und w für n der Reihe nach in diese Gl. 76 ein, so folgt einmal, daß λ_1 und λ_2 Festwerte annehmen, also unabhängig von x sind. Außerdem ergeben sich noch die folgenden drei Gleichungen:

$$y'\left(v y - 2\lambda_2 y - 2\lambda_3 y + \frac{2\lambda_2 u}{y}\right) + \lambda_1\left(-2x + \frac{2u}{x}\right) - \lambda_3'(y^2 - u) = 0 \quad . \quad . \quad 77)$$

$$y'(u - 2\lambda_2 v + 2\lambda_3 v) + \lambda_3' v y = 0 \quad . \quad . \quad . \quad 78)$$

$$u'\left(2\lambda_3 + 2\lambda_2 - v - \frac{2u\lambda_2}{y^2}\right) - v'(-2\lambda_2 v + 2\lambda_3 v + u) = 0 \quad 79)$$

Damit ist das Variationsproblem auf die Lösung der sechs Gl. 72, 73, 66a, 77, 78 und 79 mit den sechs unbekannten Funktionen u, v, y, z, w und λ_3 zurückgeführt. Die Unbekannten z und w sind nur in den beiden ersten Gleichungen enthalten und können daraus leicht durch Integration gewonnen werden, wenn die übrigen vier bekannt sind. Löst man die Gl. 66a nach v' auf und setzt diesen Wert in die Gl. 79 ein, so erhält man die gewöhnliche Gleichung

$$4\lambda_2(v y^2 - u v) + 2\lambda_3 v u = v^2 y^2 + u y^2 - u^2 \quad . \quad 80)$$

Eliminiert man nun aus Gl. 77 und Gl. 78 λ'_3 und beachtet man die Gl. 80, so ergibt sich

$$\lambda_1\left(2x - \frac{2u}{x}\right) = 0 \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad 81)$$

Diese Gleichung läßt zwei Lösungen zu

$$u = x^2 \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad 82a)$$

und

$$\lambda_1 = 0 \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad 82b)$$

Die Gl. 70 zeigt, daß die erste Lösung die Gl. 70 nicht befriedigt, daß sie aber den maximalen Propellerschub liefert, der mit einer Hubschraube von gegebenem Durchmesser und angenommener Tourenzahl erzielbar ist. Gl. 82a liefert

$$S = \frac{1}{4} \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad 83)$$

Die Auflösung der Gl. 66a, 78 und 80 liefert

$$y = \frac{x}{\sqrt{2}},$$
$$v = \sqrt{2(1 - x^2)},$$
$$q = \sqrt{\frac{1 - x^2}{2}},$$

womit die zum max. Propellerschub gehörige kleinste Leistung

$$J = \frac{\sqrt{2}}{15}$$

wird. Substituierf man die Werte der Gl. 65 so wird

$$P = \frac{\varrho F_0 (r_0 \omega)^2}{4},$$
$$N = \frac{2\sqrt{2}}{15} F_0 \varrho (r_0 \omega)^3,$$
$$P = \sqrt[3]{0{,}4394\, \varrho F_0 N^2},$$
$$L = \omega^2 r_0^2 \varrho x^2,$$
$$p_2 - p_1 = \frac{\omega^2 r_0^2 \varrho x^2}{2}.$$

Diese letzte Gleichung zeigt, daß die jedem Teilchen zugeführte Leistung zu gleichen Teilen zur Drucksteigerung und zur tangentialen Beschleunigung benutzt wird.

Ferner folgt

$$v_{z1} = \omega r_0 \sqrt{\frac{1 - x^2}{2}},$$
$$v_{t1} = \omega r_0 x,$$
$$v_{z2} = \omega r_0 \sqrt{2(1 - x^2)},$$
$$v_{t2} = \omega r_0 x \sqrt{2},$$
$$p_0 - p_3 = \varrho \omega^2 v_0^2 (1 - x^2).$$

Die Gl. 82b, die zweite Lösung der Gl. 81, zeigt, daß die Aufgabe, die Strömung für die günstigste Hubschraube zu suchen, unabhängig von der Wahl der Funktion u ist. Es kann also die Arbeitsverteilung L über dem Querschnitt beliebig gewählt werden, sie muß allerdings die Gl. 70 erfüllen. Diese letzte Bedingung verlangt z. B., daß u nicht konstant längs des Halbmessers x gesetzt werden darf, daß auf alle Luftteilchen also nicht die gleiche Arbeit übertragen werden darf. Aus den Gl. 78 und 80 kann λ_3 noch leicht eliminiert werden, so daß nur noch zwei Gleichungen mit den unbekannten Funktionen v und y übrigbleiben. Ich hoffe demnächst über deren Lösung berichten zu können.

Zusammenfassung.

Durch Versuche über die Strömung von Luft durch Düsen wird zunächst gezeigt, daß überall da längs eines Stromfadens, wo Druck in Geschwindigkeit umgesetzt wird, die Strömung fast vollkommen verlustlos verläuft. Es erscheint deshalb berechtigt, dem Strömungsfeld des Propellers die Eulerschen Gleichungen zugrunde zu legen. Es wird dann die hydrodynamische Propellertheorie dadurch weiter ausgebaut, daß im Schraubenstrahl eine Wirbelströmung zugrunde gelegt wird. Die Stärke des Ringwirbels hängt ab von der beim Durchgang durch den Propeller auf die Masseneinheit der Luft übertragenen Arbeit. Es werden Formeln aufgestellt, die für die Hubschraube den Zusammenhang zwischen Leistung, Propellerschub und Tourenzahl geben.

Der Aufflug der Vögel und die Grenze der Geschwindigkeit des Ruderfluges bei Windstille.

Von **Gustav Lilienthal.**

Über die schwierigste Periode des Fluges, den Aufflug bei Windstille, muß dem Vogel die Schlagwirkung hinweghelfen.

Aus nachstehenden Beispielen soll festgestellt werden, in welcher Weise hierbei die Schlagwirkung zur Geltung kommt.

Als Beispiel wähle ich einen Storch, der bei völliger Windstille von einer Ebene auffliegt.

Von der Stelle aus ist unserm Meister Langbein der Aufflug nicht möglich. Durch Witterung findet er kein helfend Lüftchen, es bleibt ihm daher nichts weiter übrig, als sich seiner langen Ständer zu bedienen, weite Sprünge auszuführen und mit sehr kräftigen Flügelschlägen eine immer größer werdende Vorwärtsgeschwindigkeit zu bewirken, bis nach drei bis vier mächtigen Schlägen endlich die Beine den Boden nicht mehr berühren.

Bei der früher im »Vogelflug«[1]) angestellten Berechnung über den Flug des Storches bei Windstille ergab sich bei einer Geschwindigkeit des Fluges von 10 sek/m eine Arbeitsleistung von 4 mkg. Dieses günstige Resultat läßt sich nach meinen jetzigen Versuchsergebnissen nicht mehr errechnen. Nach der Rechnung im »Vogelflug« sind die Koeffizienten für $K = 0{,}13$ anstatt jetzt 0,1, und nach der Tafel VI daselbst liegt die Druckrichtung der Resultante um 4° weniger rückwärts, als ich auf Grund meiner Dauermessung mit Flächen im Wind jetzt annehmen muß. (Siehe Nr. 4 und 5, Jahrg. 1911 dieser Zeitschrift.)

Ein Teil dieser Differenz wird allerdings durch die größere Schlagwirkung ausgeglichen. Immerhin erfordert der Ruderflug bei Windstille fast die doppelte Arbeitsleistung, als sich aus der früher aufgestellten Rechnung ergab.

[1]) R. Oldenbourgs Verlag.

Der Storch muß beim Aufflug den Ausschlag der Flügel möglichst groß machen. Trotz seiner langen Beine ist ihm dies aber doch nicht soweit möglich wie der Taube, die zum Schlag auffliegt. Die Taube kommt durch Hüpfen schon beim ersten Schlag vom Boden los, so daß ihre Flügel unten zusammenschlagen können. Dem Storch ist dies nicht möglich, seine Sprünge sind mehr nach vorn als in die Höhe gerichtet, um Vorwärtsgeschwindigkeit zu erzeugen. Der Ausschlag der Flügel wird an der Spitze höchstens 1,50 m erreichen.

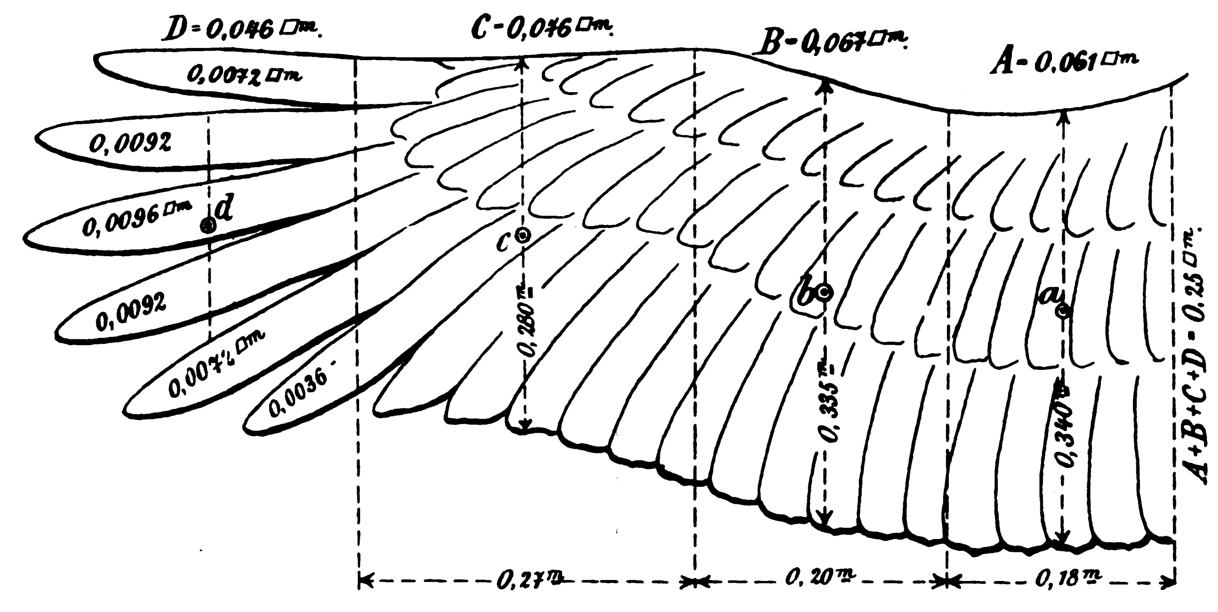


Fig. 1. Flügel eines 4 kg schweren Storches. (Maßstab 1/6 nat. Größe.)

Fig. 2. 1. Flügelschlag.

In der Berechnung ist der Flügel in vier Teilstücke zerlegt betrachtet, die mit *A*, *B*, *C*, *D* bezeichnet sind.

Als Ausschlag der einzelnen Teile ist der Weg der Druckzentren der Teile festgestellt (Fig. 1)[1].

Die Anzahl der Flügelschläge ist bei Wind oder Windstille immer zwei in der Sekunde.

Von einschneidender Bedeutung für die Rechnung ist die Richtung der Resultierenden des Luftwiderstandes, und zwar ist bei Windstille diese Richtung um 7° weiter rückwärts als beim Wind. Für die benutzten Koeffizienten sind unsere früheren Messungen im Wind als die einzigen vorhandenen Werte hierfür benutzt worden mit einer um 7° mehr nach rückwärts gedrehten Druckrichtung (siehe Tabelle 1).

Tabelle 1

über die Größe und Richtung des Luftwiderstandes „R" bei Bewegung einer gewölbten Fläche in Windstille.

R = Größe des Luftwiderstandes ensprechend dem Neigungswinkel der Sehne zur Schlagbahn in Prozenten von »*K*«.
N ∢ = Neigungswinkel.
R ∢ = Richtung von *R* senkrecht zur Sehne + vorwärts — rückwärts.

N∢°	R	R∢°	N∢°	R	R∢°	N∢°	R	R∢°
— 9°	0	0	+ 13	0,88	— 2 1/4	+ 35	0,90	— 7 3/4
— 8	— 0,09	— 24 1/2	+ 14	0,89	— 2 1/4	+ 36	0,90	— 7 3/4
— 7	— 0,11	— 20	+ 15	0,90	— 2	+ 37	0,90	— 8
— 6	0,14	— 16 1/2	+ 16	0,91	— 2 1/2	+ 38	0.89	— 8
— 5	0,17	— 14 1/2	+ 17	0,91	— 3	+ 39	0,89	— 8
— 4	0,20	— 12 1/2	+ 18	0,92	— 3 1/2	+ 40	0,89	— 8
— 3	0,25	— 11	+ 19	0,92	— 4	+ 41	0,89	— 8 1/4
— 2	0,29	— 9 1/4	+ 20	0,92	— 4 1/2	+ 42	0,89	— 8 1/4
— 1	0,33	— 8	+ 21	0,92	— 4 3/4	+ 43	0.89	— 8 1/4
± 0	0,38	— 7	+ 22	0,92	— 5	+ 44	0,89	— 8 1/4
+ 1	0,44	— 6 1/2	+ 23	0,92	— 5 1/4	+ 45	0 89	— 8 1/2
+ 2	0,49	— 6	+ 24	0,92	— 5 1/4	+ 50	0,89	— 8
+ 3	0,54	— 5 1/2	+ 25	0,91	— 5 3/4	+ 55	0,89	— 7
+ 4	0,60	— 5	+ 26	0,91	— 6	+ 60	0,90	— 6
+ 5	0,65	— 4 3/4	+ 27	0,91	— 6 1/4	+ 65	0,92	— 5
+ 6	0,70	— 4 1/2	+ 28	0,91	— 6 1/2	+ 70	0,94	— 4
+ 7	0,74	— 4	+ 29	0,91	— 6 3/4	+ 75	0,96	— 3
+ 8	0,77	— 3 1/2	+ 30	0.90	— 7	+ 80	0,98	— 2
+ 9	0,80	— 3	+ 31	0,90	— 7 1/4	+ 85	0,99	— 1
+ 10	0,82	— 2 3/4	+ 32	0,90	— 7 1/2	+ 90	1,00	0
+ 11	0,85	— 2 1/2	+ 33	0,90	— 7 1/2			
+ 12	0,87	— 2 1/2	+ 34	0 90	— 7 3/4			

[1]) Der Tafel VIII des »Vogelflugs« entnommen.

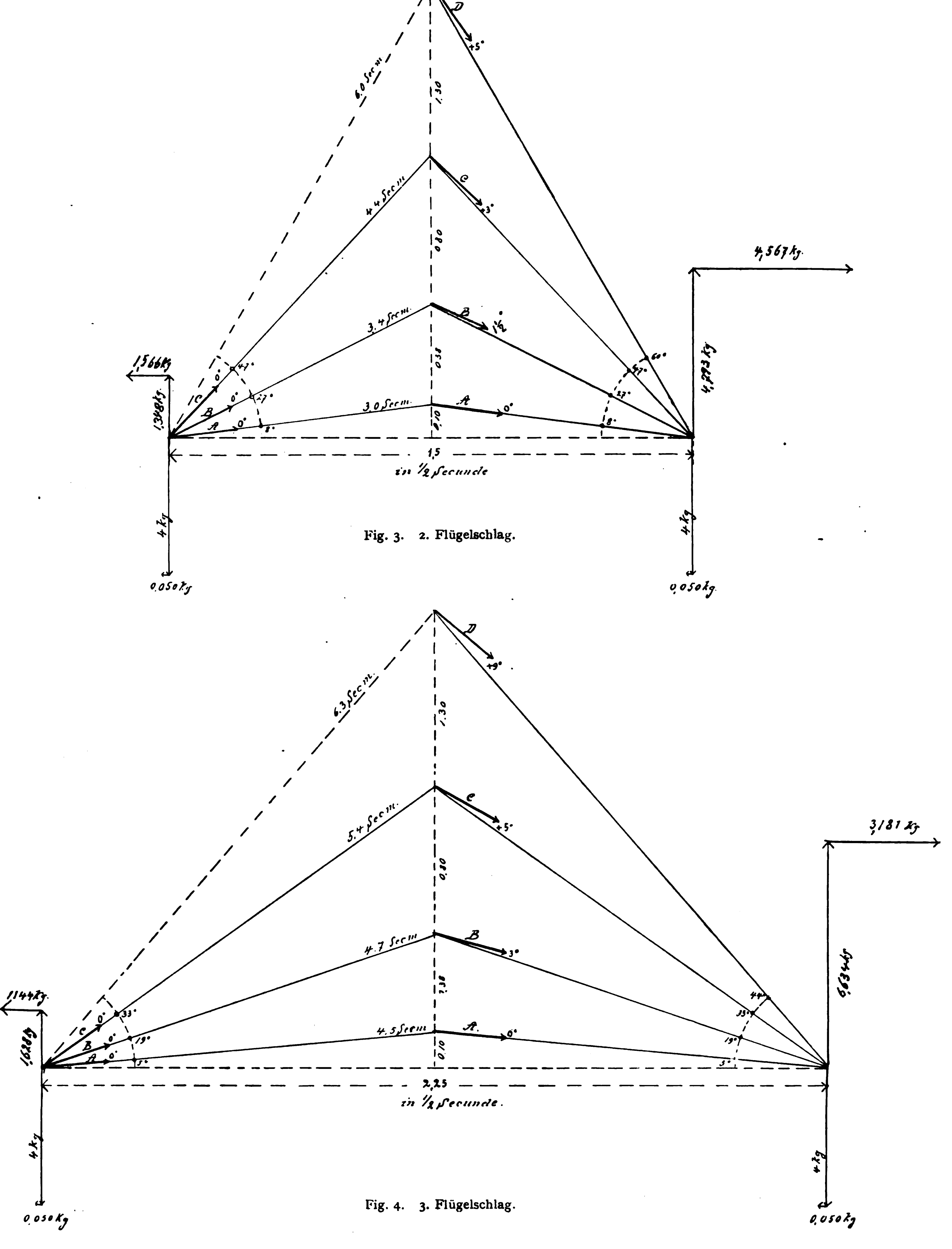


Fig. 3. 2. Flügelschlag.

Fig. 4. 3. Flügelschlag.

Der Wert für K ist meinen neueren Messungen entsprechend mit 0,1 angenommen.

Die Größe der Schlagwirkung ist dem in Nr. 21 u. 22, 1915 dieser Zeitschrift veröffentlichten Diagramm Fig. 11 entnommen.

Die Größe der Schlagwinkel für die einzelnen Zeitabschnitte des Aufflugs ist aus den Fig. 2—8 zu ersehen.

Die Schlagbahn, welche eine mehr oder weniger steile Wellenlinie bildet, ist zur Vereinfachung als Zickzacklinie angenommen. Die Abweichungen der Wellenlinie vom Zickzack heben sich auf. Die in den Endteilen der Bahn geringere Neigung ist in der Mitte derselben um so steiler.

Die Sprünge werden die Energie des Storches stark beanspruchen und für die Flügelschläge nur einen Teil seiner äußersten Leistung übriglassen. Diese wird aber immerhin das Drei- bis Vierfache einer Dauerleistung betragen. Überhaupt ist der Flug bei Windstille für alle Vögel weit anstrengender als der Flug im Wind.

Schiffskapitäne haben mir mehrfach bestätigt, daß bei längerer Windstille im Mittelmeer sich häufig erschöpfte Vögel auf den Schiffen ausruhen. Der erste Offizier des Dampfers, auf welchem ich nach Brasilien fuhr, sagte mir, daß ein Fregattvogel nach einer Reihe windstiller Tage in großer Entfernung von der Küste sich auf dem Bugsprit niederließ und so erschöpft war, daß ein Matrose ihn mit der Hand ergreifen konnte. Es ist dies erklärlich, da die Fregatten keine Schwimmvögel sind, es bleibt denselben nur die Rast auf einem Schiff möglich, wenn sie sich ausruhen wollen.

Die Rechnung, welche auf nebenstehenden Tabellen 2 und 3 (S. 10-11) durchgeführt ist, zeigt, daß beim vierten Schlag keine Hilfe der Beine mehr erforderlich ist, sondern ein freier Flug stattfindet. Dies stimmt mit den Verhältnissen des wirklichen Aufflugs des Storches bei Windstille sehr gut überein.

Beim ersten Flügelschlag (Fig. 2) ist der Sprung mit 0,75 m angenommen. Der Niederschlag hebt den Storch noch nicht ganz. Trotz des gewaltigen Ausschlags der Flügel fehlen noch 0,36 kg zur Hebung seines Gewichts von 4 kg.

Beim Aufschlag ist der Auftrieb nur 0,62 kg, es fehlen also 3,38 kg. Durch beide Schlagrichtungen wird aber ein Vorwärtszug von 4,4 kg erzeugt. Die Flügelspitze, also der mit D bezeichnete Flügelteil, wird während des Aufschlags so weit zurückgelegt, daß er für die Rechnung ausscheidet. Der zweite Flügelschlag (Fig. 3) wird durch den verstärkten Vortrieb und einen neuen Sprung die doppelte Länge, also 1,5 m, erreichen.

Jetzt überwindet der Niederschlag schon das Gewicht des Vogels mit einem Überschuß von 0,79 kg, aber beim Aufschlag bleiben noch 2,65 kg ungehoben. Die Vorwärtsbewegung erhält eine Beschleunigung von von 2,9 kg.

Beim dritten Schlag (Fig. 4) wird der Storch seine ganze Kraft ausüben müssen, um vom Boden frei zu kommen. Der Sprung wird für die Beine nicht mehr viel Energie beanspruchen, aber ganz kann der Vogel darauf noch nicht verzichten. Er wird jetzt mit einer Geschwindigkeit von 2,25 m während des Schlages vorwärtskommen. Der Niederschlag hebt diesmal 2,63 kg mehr, als das Gewicht beträgt. Dieser Überschuß kommt dem Aufschlag zugute, bei dem nur 2,37 kg ungehoben bleiben. Es verbleibt also ein Überschuß von 0,26 kg über das Storchgewicht, und außerdem er-

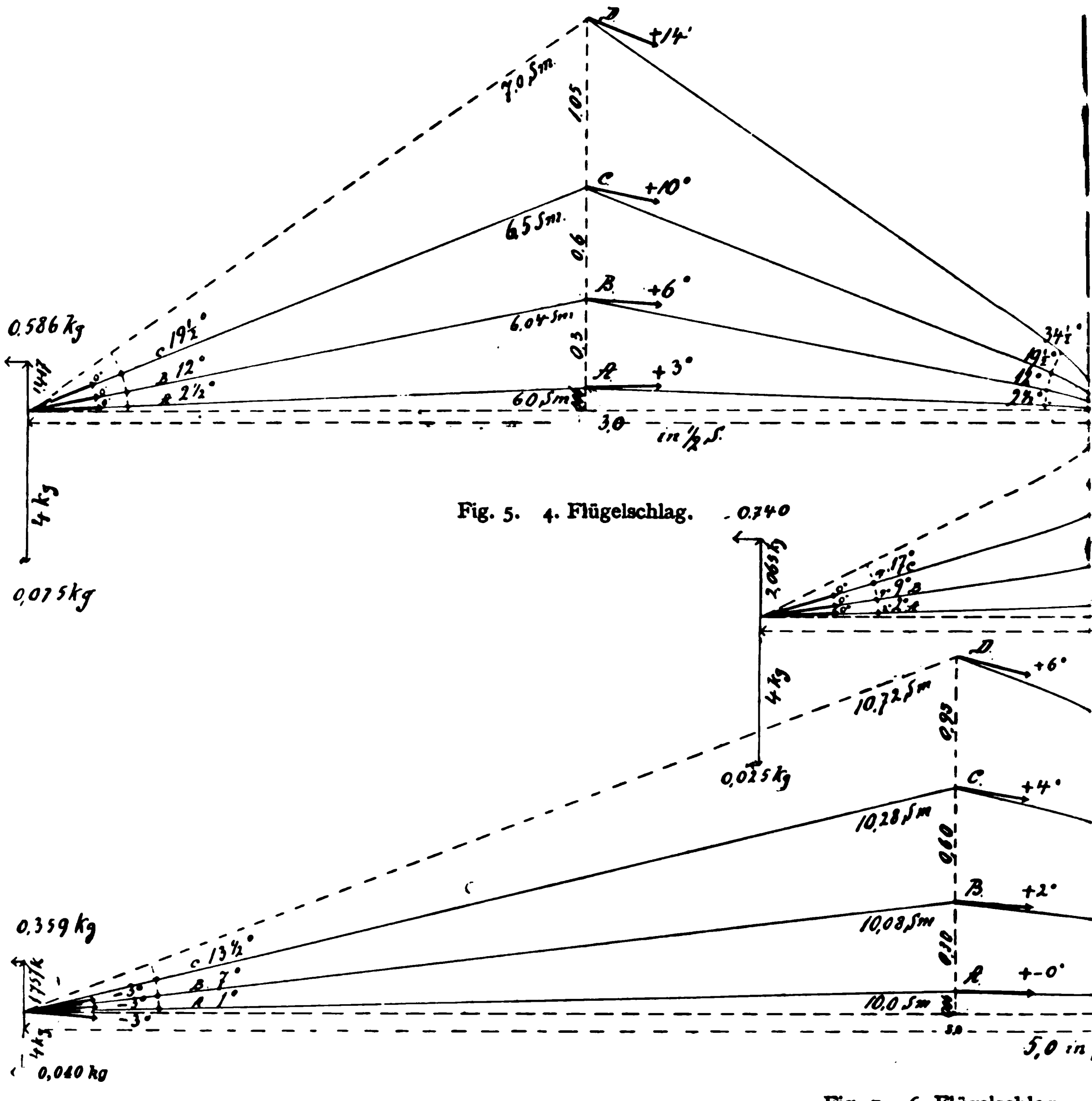


Fig. 5. 4. Flügelschlag.

Fig. 7. 6. Flügelschlag.

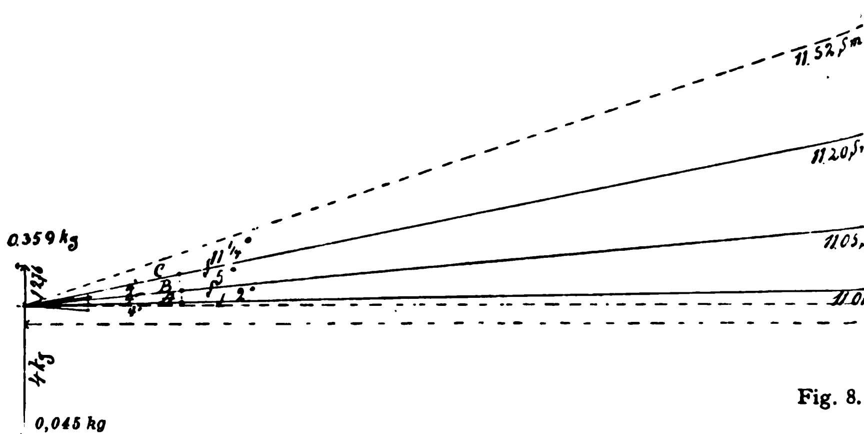


Fig. 8.

hält die Vorwärtsgeschwindigkeit eine Beschleunigung von 1,94 kg.

Die Arbeitsleistung betrug beim ersten Schlag also für ½ Sek. ohne die Arbeit der Beine 3,35 mkg = 6,7 mkg für 1 Sek., beim zweiten Schlag 7,86 mkg/sek und beim dritten Schlag 10,5 mkg/sek.

Jetzt hat aber der Storch freie Bahn. Seine Beine, welche vorher einen hemmenden Stirnwiderstand erzeugten, werden nun nach hinten ausgestreckt, und der Ausschlag kann ver-

mindert werden. Stirnwiderstand wird jetzt nur der durch Hals und Schnabel zugespitzte Rumpf verursachen.

Der vierte Schlag (Fig. 5) ist der erste freie Schlag, welcher mit 6 sek/m Vorwärtsgeschwindigkeit angenommen ist, gibt einen tragenden Überschuß von 0,33 kg und einen Vortrieb von 0,87 kg. Die Arbeit sinkt infolge des geringeren Ausschlags auf 9,87 mkg/sek.

Beim fünften Schlag (Fig. 6) sinkt die Arbeitsleistung auf 7,7 mkg, weil wiederum der Flügelschlag sich verringert hat. Die flache Schlagbahn infolge der Vergrößerung der Vorwärtsbewegung auf 4 m während eines Schlages gestattet

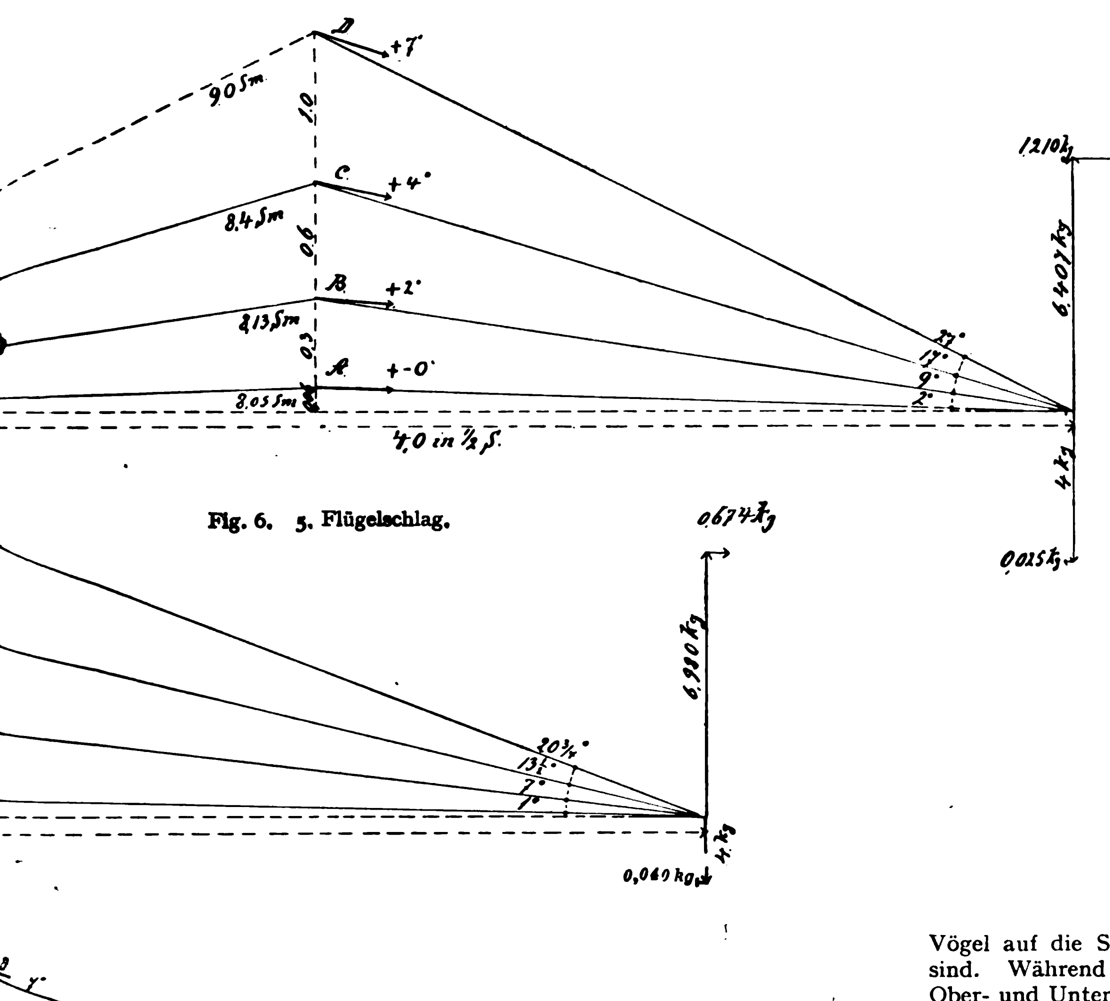


Fig. 6. 5. Flügelschlag.

eine viel flachere Winkelstellung der Flügel zur Bahnrichtung und dadurch günstigere Verhältnisse für den Auftrieb. Dieser ist jetzt 0,47 kg, wodurch noch immer das Steigen anhält. Der Vortrieb erhält auch noch eine Beschleunigung von 0,42 kg.

Der Vogel wird nun wohl mehrere solcher Schläge ausführen, da ihm vor allem ein weiteres Steigen nützt. Es vermehrt sich aber auch gleichzeitig die Vorwärtsgeschwindigkeit weiter bald zu 5 m bei jedem Schlag oder zu 10 m/sek. Jetzt bilden seine Flügelschläge das Diagramm Fig. 7. Der Auftrieb erhält eine weitere Vergrößerung bis zu 0,73 kg. Die Beschleunigung des Vortriebs sinkt dagegen auf 0,04 kg.

Die Schlagwinkel der Flügelteile sind jetzt so gering, daß dieselben nicht mehr viel verringert werden können. Die beiden inneren Flügelteile *A* und *B* erzeugen selbst beim Niederschlag schon Rückwärtsdruck.

Bei 5,5 m Länge des Flügelschlags überschreitet der Storch sein Maximum der Vorwärtsgeschwindigkeit. Bei der Kräfteberechnung der Fig. 8, bei der für den Aufschlag der ganze Flügel schon 4° unter die Schlagrichtung neigt, um den Rückwärtsdruck einmal durch Verminderung der Resultierenden und dann auch durch Verringerung der Druckrichtungswinkel die rückwärts gerichtete Komponente möglichst klein zu erhalten, überschreitet dennoch der Rückwärtsdruck des Aufschlags den Vortrieb des Niederschlags um 0,08 kg bei steigender Arbeitsleistung.

Die sekundliche Arbeit bei 10 m/sek beträgt 7,90 mkg/sek, welche der Storch bei Windstille fliegend leisten muß. Er kann den Flug aber durch Pausen in den Flügelschlägen sich leichter machen, denn es verblieb ihm noch ein hebender Überschuß von 0,73 kg.

Solche Gleitflüge werden vom Storch beim Fluge in Windstille tatsächlich eingelegt, wie jeder Vogelbeobachter bestätigen wird.

Bei einer weiteren Vermehrung der Vorwärtsgeschwindigkeit mit demselben Ausschlagwinkel sinkt der Vorwärtszug des Niederschlags bei gleichzeitigem Wachsen des Rückwärtsdruckes des Aufschlags, so daß der Rückwärtsdruck den Vorwärtszug übersteigt. Der Flug kann also nicht mehr schneller werden, es sei denn, daß der Ausschlag wieder vergrößert wird. Hiermit erhöht sich aber die Arbeitsleistung entsprechend.

Beachtet man, wie die Schlagwirkung gerade die Wirkung der Flügelspitze beeinflußt, so wird es sehr erklärlich, weshalb die Vögel auf die Schwungfedern am meisten angewiesen sind. Während bei der Mauser von den Federn des Ober- und Unterarms mehrere Federn gleichzeitig fehlen können, ohne das Flugvermögen wesentlich zu beeinträchtigen, wechseln die Schwungfedern nur einzeln. Der Verlust dreier Schwungfedern macht das Fliegen bei Windstille unmöglich.

Ganz so schwer, wie es aus meinen Berechnungen hervorgeht, wird es Meister Langbein wohl nicht haben. Es herrscht in einiger Höhe selten totale Windstille, und das Vogelflügelprofil wird auch wohl unseren Meßflächen noch überlegen sein.

In Fig. 9 habe ich den Flügelausschlag, wie er sich aus der Berechnung ergibt, skizziert, und ich glaube, den Eindruck der Wahrscheinlichkeit dadurch erreicht zu haben.

Auf meiner letzten Seereise habe ich mein besonderes Augenmerk auf die Ausschlaggröße der Mövenflügel unter den verschiedensten Umständen gerichtet und die große Differenz des Ausschlagwinkels zwischen 30 und 90° feststellen können. Mareys Möve zeigt sogar noch einen größeren Ausschlagwinkel, was nicht zu verwundern ist, da der geängstigte Vogel seinen Flug in dem dunklen Versuchsraum nach der Lichtöffnung auf das alleräußerste beschleunigt haben wird.

Es ist sehr natürlich, wenn der Aufflug von der Ebene bei Windstille die Normalleistung des Vogels um das Zwei- bis Dreifache übersteigt. Auch der Mensch kann für kurze



Tabelle 2.

1. Flügelschlag. Sprunglänge 0,75 m. Schlagdauer 0,5 Sek.

Niederschlag	V m	F m²	K kg	S∡ °	W ×	L kg	N∡ °	C	R kg	R∡ °	L∡ °	T kg	H kg	h m	a mkg
A	1,52	0,122	0,1	15	2,8	0,078	0	0,38	0,029	−7	+8	+0,028	+0,004	0,10	0,002
B	2,08	0,134	0,1	44	13,6	0,786	+2	0,49	0,379	−6	+36	+0,306	+0,222	0,38	0,116
C	3,60	0,152	0,1	66	18,8	3,684	+5	0,65	2,394	−4 3/4	+56 1/4	+1,323	+1,994	0,80	1,058
D	5,52	0,092	0,1	75	19,5	5,465	+9	0,80	4,368	−3	+63	+1,980	+3,895	1,30	2,574

	T	H
	+3,637	+6,115
Gewicht und Stirnwiderstand	−4,000	−0,050
Wirkung des Niederschlags =	−0,363	+6,065
Wirkung des Aufschlags =	−3,379	−1,628
Wirkung des 1. Schlages =	**−3,742**	+4,437

3,750 Arbeit des Niederschlags
0,399 Arbeitsgewinn des Aufschlags
3,351 Arbeit während eines Schlages
× 2
6,702 Arbeit während einer Sekunde

Aufschlag	L kg	N∡ °	C	R kg	R∡ °	L∡ °	T kg	H kg	h m	a mkg
A	0,078	0	0,38	0,029	−7	−22	+0,026	−0,010	0,10	0,002
B	0,786	0	0,38	0,298	−7	−51	+0,187	−0,231	0,38	0,071
C	3,684	0	0,38	1,399	−7	−73	+0,408	−1,337	0,80	0,326
D	wird zurückgelegt						0	0	0	0
							+0,621	−1,578		0,399
							−4,000	−0,050		
							−3,379	−1,628		

2. Flügelschlag.

Niederschlag	V m	F m²	K kg	S∡ °	W ×	L kg	N∡ °	C	R kg	R∡ °	L∡ °	T kg	H kg	h m	a mkg
A	3,0	0,122	0,1	8	1,7	0,186	0	0,38	0,070	−7	+1	+0,069	+0,001	0,10	0,006
B	3,4	0,134	0,1	27	6,4	0,991	+1 1/2	0,46	0,453	−6 1/2	+19	+0,428	+0,149	0,38	0,162
C	4,4	0,152	0,1	47	14,8	4,354	+3	0,54	2,349	−5 1/2	+38 1/2	+1,836	+1,461	0,80	1,468
D	6,0	0,092	0,1	60	17,9	5,928	+5	0,65	3,850	−4 3/4	+50 1/4	+2,460	+2,956	1,30	3,198

	T	H
	+4,793	+4,567
Gewicht und Stirnwiderstand	−4,000	−0,050
Wirkung des Niederschlags	+0,793	+4,517
	−2,652	−1,616
	−1,859	+2,901

4,834 Arbeit des Niederschlags
0,900 Arbeitsgewinn des Aufschlags
3,934 Arbeit während eines Schlages
× 2
7,868 Arbeit während einer Sekunde

Aufschlag	L kg	N∡ °	C	R kg	R∡ °	L∡ °	T kg	H kg	h m	a mkg
A	0,186	0	0,38	0,070	−7	−15	+0,067	−0,018	0,10	0,006
B	0,991	0	0,38	0,376	−7	−34	+0,311	−0,210	0,38	0,118
C	4,354	0	0,38	1,654	−7	−54	+0,970	−1,338	0,80	0,776
D	wird zurückgelegt						0	0	0	0
							+1,348	−1,566		0,900
							−4,000	−0,050		
							−2,652	−1,616		

3. Flügelschlag.

Niederschlag	V m	F m²	K kg	S∡ °	W ×	L kg	N∡ °	C	R kg	R∡ °	L∡ °	T kg	H kg	h m	a mkg
A	4,5	0,122	0,1	5	1,5	0,370	0	0,38	0,140	−7	−2	+0,139	−0,004	0,10	0,013
B	4,7	0,134	0,1	19	3,8	1,124	+3	0,54	0,606	+5 1/2	+10 1/2	+0,595	+0,110	0,38	0,226
C	5,4	0,152	0,1	33	8,6	3,811	+4	0,65	2,477	+4 3/4	+23 1/4	+2,273	+0,975	0,80	1,718
D	6,3	0,092	0,1	44	13,6	4,965	+9	0,80	3,971	−3	+32	+3,367	+2,100	1,30	4,377

	T	H
	+6,634	+3,181
Gewicht und Stirnwiderstand	−4,000	+0,050
Wirkung des Niederschlags	+2,634	+3,131
	−2,372	−1,194
	+0,262	+1,947

6,334 Arbeit des Niederschlags
1,045 Arbeitsgewinn des Aufschlags
5,289 Arbeit während eines Schlages
× 2
10,578 Arbeit während einer Sekunde

Aufschlag	L kg	N∡ °	C	R kg	R∡ °	L∡ °	T kg	H kg	h m	a mkg
A	0,370	0	0,38	0,140	−7	−12	+0,136	−0,028	0,10	0,013
B	1,124	0	0,38	0,427	−7	−26	+0,383	−0,187	0,38	0,145
C	3,811	0	0,38	1,448	−7	−40	+1,100	−0,929	0,80	0,887
D	wird zürückgelegt						0	0	0	0
							+1,028	−1,144		1,045
							−4,000	−0,050		
							−2,372	−1,194		

4. Flügelschlag.

Niederschlag	V m	F m²	K kg	S∡ °	W ×	L kg	N∡ °	C	R kg	R∡ °	L∡ °	T kg	H kg	h m	a mkg
A	6,0	0,122	0,1	2 1/2	1	0,492	3	0,54	0,237	−5 1/2	−6	+0,235	−0,024	0,06	0,014
B	6,04	0,134	0,1	12	2,2	1,073	6	0,70	0,752	−4	+2	+0,751	+0,015	0,30	0,225
C	6,50	0,152	0,1	19 1/2	3,9	2,504	10	0,80	2,003	−2 3/4	+6 3/4	+1,986	+0,234	0,60	1,191
D	7,00	0,092	0,1	34 1/2	9,2	4,147	14	0,87	4,147	−2 3/4	−17 3/4	+3,943	+1,264	1,05	4,140

	T	H
	+6,915	+1,489
Gewicht und Stirnwiderstand	−4,000	+0,015
	+2,915	+1,474
	−2,583	−0,601
	+0,332	+0,873

5,570 Arbeit des Niederschlags
0,635 Arbeitsgewinn des Aufschlags
4,935 Arbeit während eines Schlages
× 2
9,870 Arbeit während einer Sekunde

Aufschlag	L kg	N∡ °	C	R kg	R∡ °	L∡ °	T kg	H kg	h m	a mkg
A	0,492	0	0,38	0,186	−7	9 1/2	+0,183	−0,030	0,06	0,010
B	1,073	0	0,38	0,407	−7	19	+0,384	−0,132	0,30	0,115
C	2,504	0	0,38	0,951	−7	26 1/2	+0,850	−0,424	0,60	0,510
D	wird zurückgelegt						0	0	0	0
							+1,417	−0,586		0,635
							−4,000	−0,015		
							−2,583	−0,601		

Tabelle 3.

5. Flügelschlag. Schlagdauer 0,5 Sek.

Niederschlag	V m	F m²	K kg	S∢ °	W ×	L kg	N∢ °	C	R kg	R∢ °	L∢ °	T kg	H kg	h m	a mkg
A	8,05	0,122	0,1	2	1	0,790	0	0,37	0,300	−7	−5	+0,298	−0,026	0,06	0,017
B	8,13	0,134	0,1	9	1,8	1,593	2	0,49	0,796	−6	+1	+0,795	+0,013	0,30	0,238
C	8,4	0,152	0,1	17	3,2	3,427	4	0,60	2,056	−5	+8	+2,035	+0,285	0,60	1,221
D	9,0	0,092	0,1	27	6,2	4,619	7	0,74	3,413	−4	+16	+3,279	+0,938	1,00	3,279
												+6,407	+1,210		4,755 Arbeit des Niederschlags
Gewicht und Stirnwiderstand												−4000	−0,025		0,903 Arbeitsgewinn des Aufschlags
												+2,407	+1,185		3,852 Arbeit während eines Schlages
												−1,935	−0,765		×2
												+0,472	+0,420		7,704 Arbeit während einer Sekunde

Aufschlag	L kg	N∢ °	C	R kg	R∢ °	L∢ °	T kg	H kg	h m	a mkg
A	0,790	0	0,38	0,300	−7	−9	+0,296	−0,046	0,06	0,017
B	1,593	0	0,38	0,605	−7	−16	+0,581	−0,166	0,30	0,174
C	3,427	0	0,38	1,302	−7	−24	+1,188	−0,528	0,60	0,712
D	wird zurückgelegt						0	0	0	0
							+2,065	−0,740		0,903
							−4,000	−0,025		
							−1,935	−0,765		

6. Flügelschlag.

Niederschlag	V	F	K	S∢	W	L	N∢	C	R	R∢	L∢	T	H	h	a
A	10,0	0,122	0,1	1	1	0,220	0	0,38	0,463	−7	−6	+0,460	−0,048	0,06	0,027
B	10,08	0,134	0,1	7	1,6	2,177	2	0,49	1,066	−6	−1	+1,066	−0,018	0,30	0,319
C	10,28	0,152	0,1	13 1/2	2,5	4,012	4	0,60	2,407	−5	+4 1/2	+2,397	+0,187	0,60	1,438
D	10,72	0,092	0,1	20 3/4	4,2	4,443	6	0,70	3,110	−4 1/2	+10 1/4	+3,057	+0,553	0,95	2,904
												+6,980	+0,074		4,688 Arbeit des Niederschlags
Gewicht und Stirnwiderstand												−4,000	−0,040		0,734 Arbeitsgewinn des Aufschlags
												+2,980	+0,634		3,954 Arbeit während eines Schlages
												+2,243	−0,594		×2
												+0,787	−0,040		7,908 Arbeit während einer Sekunde

Aufschlag	L	N∢	C	R	R∢	L∢	T	H	h	a
A	1,220	−3	0,25	0,305	−11	−9	+0,301	−0,047	0,06	0,018
B	2,177	−3	0,25	0,544	−11	−15	+0,524	−0,140	0,30	0,157
C	4,012	−3	0,25	1,003	−11	−21 1/2	+0,932	−0,367	0,60	0,559
D	wird zurückgelegt						0	0	0	0
							+1,757	−0,554		0,734
							−4,000	−0,040		
							−2,243	−0,594		

7. Flügelschlag.

Niederschlag	V	F	K	S∢	W	L	N∢	C	R	R∢	L∢	T	H	h	a
A	11,01	0,122	0,1	2	1	1,477	0	0,38	0,561	−7	−5	+0,556	−0,048	0,05	0,027
B	11,05	0,134	0,1	5	1,5	2,454	2	0,49	1,202	−6	−3	+1,199	−0,062	0,25	0,299
C	11,20	0,152	0,1	11 1/4	2,05	3,907	4	0,60	2,344	−5	+2 1/4	+2,341	+0,091	0,55	1,287
D	11,52	0,092	0,1	18	3,5	4,270	7	0,74	3,159	−4	+7	+3,133	+0,382	0,90	2,819
												+7,229	+0,363		4,432 Arbeit des Niederschlags
Gewicht und Stirnwiderstand												−4,000	−0,045		0,456 Arbeitsgewinn des Aufschlags
												+3,229	+0,318		3,976 Arbeit während eines Schlages
												−2,724	−0,404		×2
												+0,505	**−0,086**		7,952 Arbeit während einer Sekunde

Aufschlag	L	N∢	C	R	R∢	L∢	T	H	h	a
A	1,477	−4	0,17	0,251	−12 1/2	−9	0,247	0,039	0,05	0,012
B	2,454	−4	0,17	0,417	−12 1/2	−13 1/2	0,405	0,097	0,25	0,101
C	3,907	−4	0,17	0,664	−12 1/2	−19 3/4	0,624	0,223	0,55	0,343
D	wird zurückgelegt						0	0	0	0
							+1,276	−0,359		0,456
							−4,000	−0,045		
							−2,724	−0,404		

Da Rückwärtsdruck entsteht, ist die Grenze der Geschwindigkeit überschritten.

Zeit das Drei-, ja Vierfache der dauernd möglichen Arbeit leisten, z.B. beim schnellen Ersteigen einer Treppe oder eines Berges. In dieser Beziehung habe ich selbst versucht, was ich beim Ersteigen einer Treppe leisten konnte.

Zu einer Anhöhe, auf welcher in Rio ein Wasserreservoir liegt, führt eine Bergtreppe, deren zementierte Stufen 25 cm Steigung haben. Es sind 83 Stufen in einem Lauf. Die Steigung ist im ganzen 20,75 m. Ein Geländer ist nicht vorhanden. Die Treppe steigt in einem Winkel von 45° an. Ohne weitere Übung erstieg ich die Treppe in 26½ Sek. Mein Gewicht betrug 80,5 kg. Ich leistete also in einer Sekunde $\frac{20{,}75 \cdot 80{,}5}{26{,}5}$ = 63 mkg = 0,84 PS.

Ich bin überzeugt, ein junger Mann wird mehr leisten können als ich mit 64 Jahren. Durch einige Übung würde er es wohl auf 1 PS bringen können. Dies wäre die vierfache Leistung einer menschlichen Dauerleistung.

Der Flug bei Windstille bildet für den Vogel die Ausnahme. Bei einem Flug im Winde sinkt die erforderliche Arbeit ganz beträchtlich. Eine Rechnungslegung hierüber mag einer späteren Besprechung vorbehalten bleiben.

Für den Stirnwiderstand des Storchkörpers habe ich den Widerstand eines an beiden Enden schlank zugespitzten Körpers von 8 · 10 cm Querschnitt angenommen unter Berücksichtigung der jeweiligen Geschwindigkeit.

Ich möchte zum Schluß noch auf die als gleichmäßig angenommene Zeitverteilung für den Auf- und Niederschlag hinweisen. Von der auffliegenden Taube wissen wir durch das gleichmäßige Geräusch der oben und unten zusammenschlagenden Flügel, daß Auf- und Niederschlag gleich schnell geschehen. Die Vermehrung des Luftwiderstandes durch die Schlagwirkung, abhängig von der Größe der Schlagwinkel, würde eine starke Vermehrung der rückwärts gerichteten Komponente, welche beim Aufschlag entsteht, zur Folge haben, wenn der Schlagwinkel des Aufschlags größer wäre als beim Niederschlag.

Durch meine speziellen Beobachtungen des Fluges großer Möven und Seevögel habe ich feststellen können, daß bei einem Fluge bei Windstille tatsächlich Auf- und Niederschlag in gleichem Tempo geschehen. Die photographischen Auf-

nahmen der Mareyschen Möven, Tauben, Enten und anderer Vögel waren in einem windgeschützten Raum vorgenommen worden und zeigen sämtlich eine gleiche Zeitverteilung zwischen Auf- und Niederschlag.

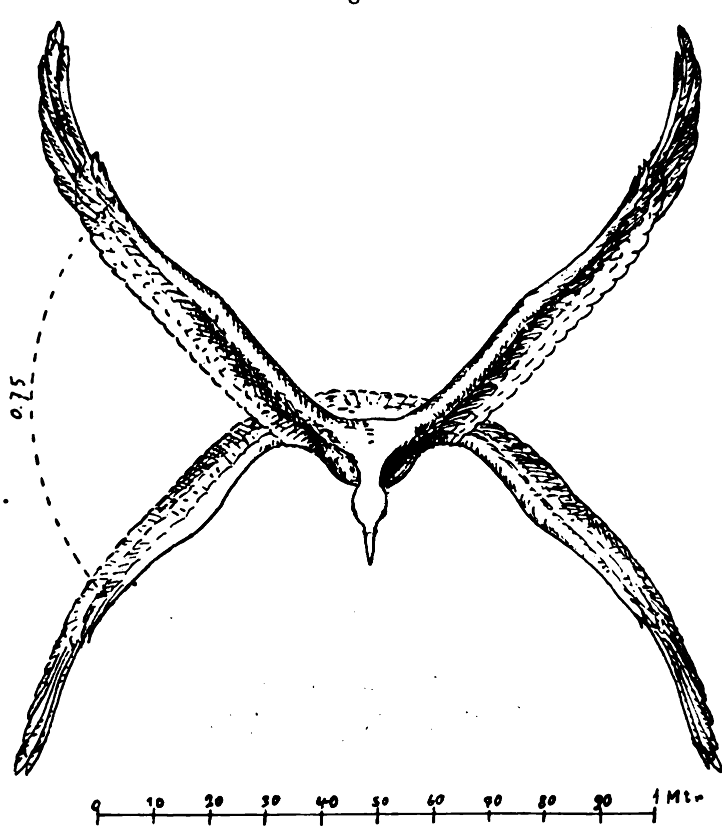


Fig. 9. Flügelausschlag des Storches bei Windstille.

Erst wenn die Schlagwinkel so klein werden, daß eine druckvermehrende Schlagwirkung nicht mehr eintritt, kann der Vogel die Flügel schneller heben als niederschlagen und dadurch eine Arbeitsersparnis bewirken, wie im »Vogelflug«, Kapitel 17, von meinem Bruder speziell hervorgehoben wurde.

Auch hiermit stimmen die Vogelflugbeobachtungen überein. Der Storch bietet hierfür ein sehr gutes Beobachtungsobjekt, bei dem die Ungleichheit beim Fluge im Wind gut zu erkennen ist.

Durch Beobachtungen an gezähmten Vögeln unter kinematographischer Aufnahme ließe sich hierfür wertvolles Material sammeln.

Berechnung des Luftwiderstandes für die Flügelschläge des Storches beim Aufflug in Windstille.

Erklärung der Zeichen.

A, B, C, D = Flügelteile nach Fig. 1 für beide Flügel.
v = Sek.-Geschwindigkeit.
F = Flächengröße.
K = Koeffizient des Normaldruckes bei 15° C.
$S\measuredangle$ = Schlagwinkel.
W = Schlagwirkung.
$N\measuredangle$ = Neigung der Fläche zur Schlagbahn.
C = Koeffizient entsprechend dem $N\measuredangle$ in Prozenten von K.
R = Resultante des Luftwiderstandes $= L \cdot C$.
$R\measuredangle$ = Richtung von R zur Sehne der Flächenwölbung.
$L\measuredangle$ = Richtung von R zur Lotrechten $= S\measuredangle \pm N\measuredangle \pm R\measuredangle$.
$+$ = vorwärts.
$-$ = rückwärts.
T = Tragende Komponente $= \cos L\measuredangle \cdot R$.
H = Hemmende — resp. treibende + Komponente $= \sin L\measuredangle \cdot R$.
$L = F \cdot v^2 \cdot K \cdot W$.
h = Senkrechter Weg des Ausschlags.
a = Arbeit $= T \cdot h$.

Über die Verwendung der kolloiden Lösung des Vanadinpentoxyds bei hydrodynamischen Untersuchungen.

Von H. Dießelhorst und H. Freundlich.

Für die Aufklärung hydrodynamischer Fragen dürfte vielleicht die von uns näher untersuchte[1]) wäßrige kolloide Lösung des Vanadinpentoxyds nützliche Verwendung finden können. Diese Flüssigkeit zeichnet sich dadurch aus, daß sie in Bewegung versetzt stark doppelbrechend wird; betrachtet man zwischen gekreuzten Nicols die Stromlinien in einer zur Verbindungslinie der Nicols senkrechten Ebene, so sind diejenigen Stromfäden dunkel, die in die Schwingungsrichtungen der beiden Nicols fallen; alle Stromfäden, die in einem Winkel zu diesen stehen, werden hell, am hellsten die unter einen Winkel von 45° stehenden. Die Erscheinung ist beschränkt auf solche Stromlinien, die Geschwindigkeitsunterschiede gegen die benachbarten Stromlinien besitzen. Man kann also Schlieren, Wirbel usw. im polarisierten Licht deutlich erkennen[2]).

Die kolloide Lösung kann sehr verdünnt genommen werden; ein Gehalt von 1 g Vanadinpentoxyd im Liter genügt vollauf. Die Flüssigkeit ist dann nicht zäher als Wasser. Auch die Herstellung ist sehr einfach: Man verreibt das käufliche Ammonvanadat mit verdünnter Salzsäure in einer Reibschale, wobei sich das rote Vanadinpentoxyd ausscheidet, und wäscht dann mit destilliertem Wasser aus, am besten, indem man in einem Becherglas abhebert. Die zuerst abgeheberte Flüssigkeit ist farblos, beim weiteren Waschen wird sie gelb. Man läßt noch etwa zweimal das gefärbte Wasser abfließen und schüttelt darauf das verbleibende Vanadinpentoxyd mit der gewünschten Menge Wasser in einer Flasche; es verteilt sich rasch zur gewünschten, schön braunrot gefärbten kolloiden Lösung. Sie ist Monate, ja Jahre lang haltbar.

Die Notwendigkeit, in polarisiertem Licht arbeiten zu müssen, könnte das Bedenken erwecken, das Beobachtungsfeld möchte zu klein werden. Aber man braucht ja keine Polarisationsvorrichtung mit zwei Nicols zu nehmen, sondern kann einen Polarisationsapparat nach Nörrenberg verwenden mit einer Glasplatte als Polarisator und so ein recht breites Gesichtsfeld erzielen.

Ausstellungen.

In Berlin findet gegenwärtig in den »Ausstellungshallen am Zoo« eine »Kriegs-Ausstellung« statt.

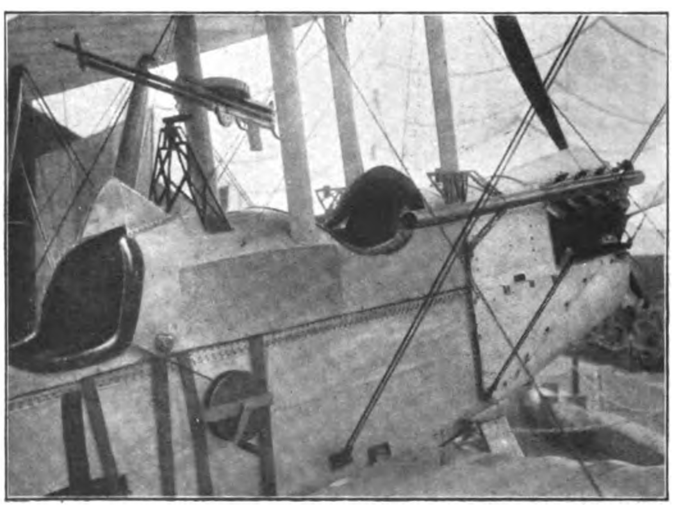


Fig. 1.

[1]) Dießelhorst, Freundlich und Leonhardt, Elster-Geitel-Festschrift S. 453 (1915); ferner Phys. Zeitschr. 16, 419 (1915).

[2]) Beim Fließen durch ein Rohr von rechteckigem Querschnitt (8 × 1 mm) war z. B. deutlich zu erkennen, daß die Strömung nicht durchaus dem Poiseuille'schen Zustand entsprach, sondern z. T. turbulent war; bei einem engeren, gleichfalls rechteckigen Rohr (8 × 0,5 mm) schien dagegen die Strömung durchweg dem genannten Zustand zu entsprechen.



In dieser Ausstellung ist Kriegsmaterial aller Art ausgestellt. Besonders interessant ist die Ausstellung der eroberten Waffen und Flugzeuge. Wegen der beschränkten Raumverhältnisse konnten nur wenige der von uns eroberten Flugzeuge hier gezeigt werden.

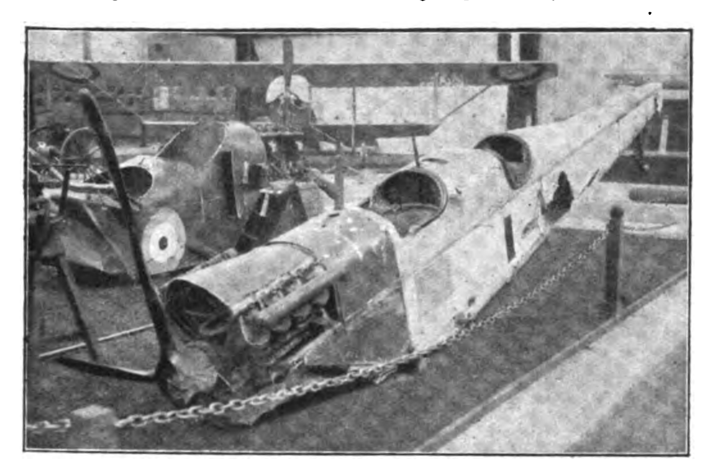


Fig. 2.

Von den beistehenden Bildern zeigt Fig. 1 ein erobertes englisches Flugzeug mit luftgekühltem Maschinengewehr, das auf einem Bock zwischen den beiden Sitzen angebracht ist. Das Flugzeug ist mit Apparaten für drahtlose Telegraphie ausgerüstet und ist rechts am Rumpf die Trommel zum Aufwinden der Antenne sichtbar. Der Motor ist ein luftgekühlter 8-Zylindermotor, ähnlich der Konstruktion von Renault, jedoch ohne Ventilator, da der Motor vom Propellerluftstrom bestrichen wird. Dieser Motor wird von der englischen Daimler-Gesellschaft gebaut. Er leistet ca. 94 PS. — Fig. 2 zeigt im Hintergrund ein erobertes französisches Caudron-Flugzeug und vorn die Rümpfe von zwei Flugzeugen (französischen Farman und englischen B. E-Doppeldecker).

Patentschau.

(Von Ansbert Vorreiter.)

Ausliegende Patentanmeldungen.

(A: Anmeldung, E: letzter Tag der Einspruchsfrist.)

77h. W. 42331. Flugzeug, dessen Tragflächen um in der Flugrichtung liegende Achsen schwingbar angeordnet sind. Wilhelm Weiger, Mülheim a. Rh., Deutzerstr. 160. A 19. 5. 13. E 13. 2. 16.

77h. S. 40839. Brennstoffbehälter für Luftfahrzeuge. Franz Sauerbier, Berlin, Forsterstr. 5—6. A 11. 12. 13. E 16. 2. 16.

77h. L. 43043. Propeller für Luftfahrzeuge. Max Lange, Leipzig-Gohlis, Lothringerstr. 34. A 17. 3. 15. E 20. 2. 16.

77h. F. 39351. Bombenabwurfvorrichtung für Flugzeuge. Hermann M. Fremery, Berlin-Johannisthal. A 26. 2. 14. E 23. 2. 1916.

77h. D. 31933. Tragflächenbefestigung an Flugzeugen Deutsche Flugzeugwerke, G. m. b. H., Lindenthal b. Leipzig. A 28. 7. 15. E 23. 2. 16.

77h. P. 32047. Flugzeug mit einem Kopf- und einem Schwanzsteuer; Zus. z. Anm. P. 30500. Fedor v. Perbandt, Berlin-Friedenau, Rheingaustr. 21. A 4. 12. 13. E 28. 2. 16.

77h. W. 45379. Schwimmergestell für Flugzeuge, bei dem die Schwimmer federnd mit dem Gestell verbunden sind. Robert Woerner, Berlin-Johannisthal, Waldstr. 11. A 11. 10. 12. E 28. 2. 1916.

77h. Gr. 5. Sch. 48922. Bajonettförmige Befestigung von Tragdeckenholmen für Flugzeuge. Gustav Schulze, Burg bei Magdeburg. A 5. 8. 15. E 6. 3. 16.

77h. Gr. 4. C. 24787. Muffenverbindung für Rohrteile, insbesondere Rohrgerippe für Luftschiffe, Flugzeuge u. dgl. Adolphe Clément-Bayard, Levallois-Perret, Seine, Frankr. A 31. 3. 14. Frankreich 8. 4. 13. E 10. 3. 16.

46c. R. 42189. Federanordnung für die Ventile von Verbrennungskraftmaschinen mit radial gestellten Zylindern. Hugo Reik, Wien; 31. 7. 1915. Österreich A 24. 7. 15. E 23. 2. 16.

46a. P. 33735. Antrieb für Kraftmaschinen mit kreisenden Zylindern. Arthur James Paige, Indianapolis (V. St. A.). A 31. 1. 14. V. St. Amerika 15. 7. 13. E 13. 2. 16.

Patenterteilungen.

77h. Gr. 5. 290120. Durch Propeller angetriebenes Luftfahrzeug mit als Vorlegewelle ausgebildeter Propellerwelle. Daimler-Motoren-Gesellschaft, Untertürkheim. 11. 1. 13. D. 28177.

77h. Gr. 5. 290121. Einrichtung zum Verbinden und Lösen von Spanndrähten und -bändern bei Luftfahrzeugen. Jacob Lohner & Co., Wien. 19. 4. 13. L. 36486. Österreich 24. 2. 13.

77h. Gr. 5. 290149. Vorrichtung zum selbsttätigen Verwinden der schwenkbaren Flügel an Flugzeugen mit veränderlicher Spannweite. Ludwig Schmidl, Wiener-Neustadt. 31. 5. 13. Sch. 44018. Österreich 20. 6. 12.

77h. Gr. 6. 290122. Blechbeschlag für Luftschrauben. Christian Lorenzen, Neukölln, Münchenerstr. 46. 22. 12. 14. L. 42815.

77h. 289872. Benzinbehälter für Flugzeuge mit im Innern desselben in einem Ansatzstutzen eingebauter Benzinpumpe. Franz Schneider, Berlin-Johannisthal. A 30. 6. 14. Sch. 47462.

77h. 289983. Stabilisierungsvorrichtung für Flugzeuge mit um senkrechte Achsen beweglichen Fühlflächen zur Verstellung der Steuerung; Zus. z. Pat. 287829. Adolf Sprater, Neustadt a. d. H. A 9. 8. 12. S. 36933.

77h. 290072. Wasserflugzeug. Frau Melli Beese-Boutard, Berlin-Johannisthal, Kaiser Wilhelmstr. 3/5. A 27. 8. 13. B. 73720.

77h. 290073. Schwimmer für Wasserflugzeuge mit Einrichtung zum Ölen der See. Otto Holtz, Dieuze, Lothr. A 1. 4. 14. H. 65928.

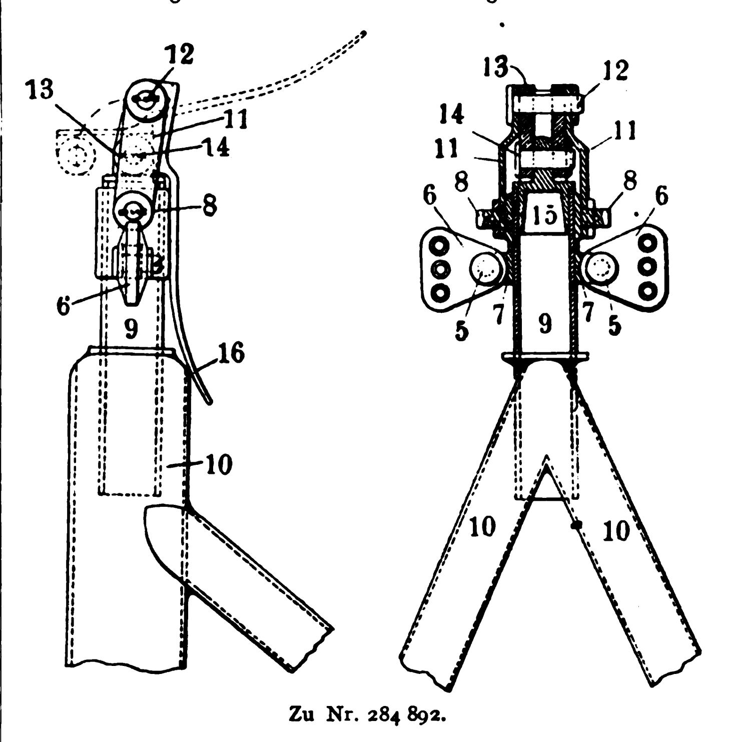
77h. 290074. Radfederung für Flugzeuge. Arthur Pufahl, Spaltenstein b. Fischbach, Bodensee. A 28. 3. 13. P. 30576.

77h. 289771. Flugzeug mit vier in Form eines Kreuzes zueinander gerichteten Tragflächen. Karl Otto Strümpel, Magdeburg, Schöne Eckstr. 13. A 15. 10. 13. St. 19035.

77h. 289798. Flächenausbildung für Luftfahrzeuge. Emil Sohn, Berlin-Johannisthal, Kaiser Wilhelmstr. 47. A 12. 7. 14. S. 42772.

Auszüge aus den Patentschriften.

284892. Vorrichtung mit einem am Spannmast drehbar gelagerten Hebel zum gemeinsamen Entspannen und Anziehen der Spanndrähte bei Flugzeugen. Automobil- und Aviatik A.-G. in Mülhausen, Els. — Um die gleichmäßige Spannung aller Drähte im Spannturm und darauf eine sichere Festlegung, ohne die Drähte ungleichmäßig zu beanspruchen, auszuführen, werden die Drähte an einem Schlitten des oberen Teiles des Spannturmes aufgehängt, dessen Verschiebung durch einen zweiarmigen Hebel mittels Lenker erfolgt.



Zu Nr. 284 892.

Die Drähte oder Drahtseile werden an den um die Zapfen 5 beweglichen Lappen 6 des Schlittens 7 befestigt, der auf dem Rohre 9 des Spannturmes 10 verschiebbar ist. Am Zapfen 8 des Schlittens drehbare Lenker 11 sind durch einen Bolzen 12 mit dem Kopfende eines zweiarmigen Handhebels 13, 16 verbunden, der kippbar auf dem Oberteil 15 des Spannturmrohres 10 gelagert ist. In der tief-



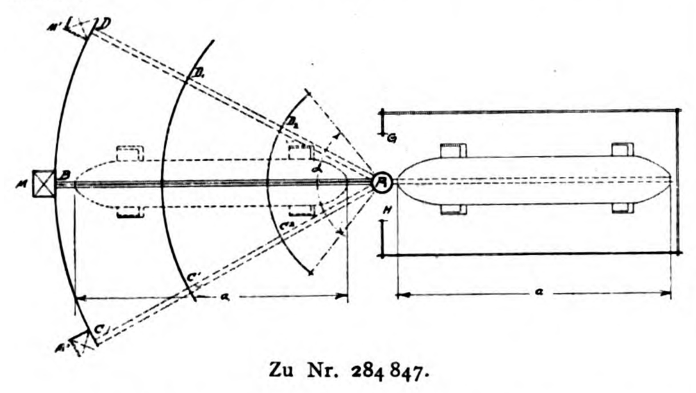
sten Lage des Schlittens 7, in der die Drähte entspannt sind, liegt der Handhebel 16, wie die punktierte Lage zeigt, fast wagerecht.

Zum Spannen der Drähte wird der Handhebel in die lotrechte Lage gebracht. Dabei kommt der Zapfen 12 etwas über die lotrechte Lage hinaus nach rechts, so daß ein unbeabsichtigtes Zurückgehen des Handhebels 16 in die wagerechte Lage nicht erfolgen kann.

Durch diese gleichzeitige, mit einem Ruck erfolgende Spannung und Entspannung aller die Flügel versteifenden Drähte wird die Zeit des Aufbauens und Abschlagens der Flugmaschinen wesentlich verkürzt. Da ferner die Totpunktlage des Hebels unbedingt überschritten wird und die Drähte beim Spannen immer gleichmäßig beansprucht werden, bietet diese Spannvorrichtung auch eine vollständige Sicherheit gegen das Zusammenklappen der Flügel.

284847. Einrichtung zum Herausbringen von Luftschiffen aus der Halle und zum Einführen in diese. — Georg Denk in München. — Das Luftschiff wird in Laufwagen befestigt, die in einem Gleise derart gelagert und bewegbar sind, daß das Luftschiff beim Verlassen der Halle oder Hineinbringen in diese zwangläufig geführt wird.

Das zur Führung der Laufwagen dienende Gleise wird als Eisenbetonbalken ausgebildet, der ein derartiges Eigengewicht besitzt, daß ein Abheben, Kippen und Biegen durch den Auftrieb des Luftschiffes und die Kraft des Windes unmöglich gemacht ist. Der Eisenbetonbalken selbst besitzt mindestens die Länge des Luftschiffes und ist drehbar angeordnet, um das an die Laufwagen gefesselte Luftschiff in die jeweilige Windrichtung einstellen zu können.



Zu Nr. 284 847.

Zum Festhalten des Luftschiffes sind mindestens zwei Laufwagen erforderlich, die durch ein Drahtseil verbunden und gekuppelt sind und zweckmäßig durch Motorkraft mit dem Luftschiff dem Laufgehäuse entlang aus der Halle herausgezogen oder in diese hineingezogen werden, indem sich das Seil beispielsweise auf Trommeln mit Sperrvorrichtung aufwindet.

Zur Führung oder Unterstützung des Balkens *A-B* während der Drehung oder Einstellung in die jeweilige Windrichtung dienen Laufräder oder Rollen, die sich auf kreisförmigen Bahnen *C-D*, C^1-D^1, C^2-D^2 bewegen.

Der Drehzapfen kann am inneren Ende *A* des Eisenbetonbalkens oder auch in dessen halber Länge angeordnet sein.

Wenn das Luftschiff, an den Laufwagen verankert, außerhalb der Halle sich befindet, stellt man das Ganze in die Windrichtung ein; das Loskuppeln des Luftschiffes braucht erst zu erfolgen, wenn die Motoren angetrieben und die Höhensteuer gestellt sind.

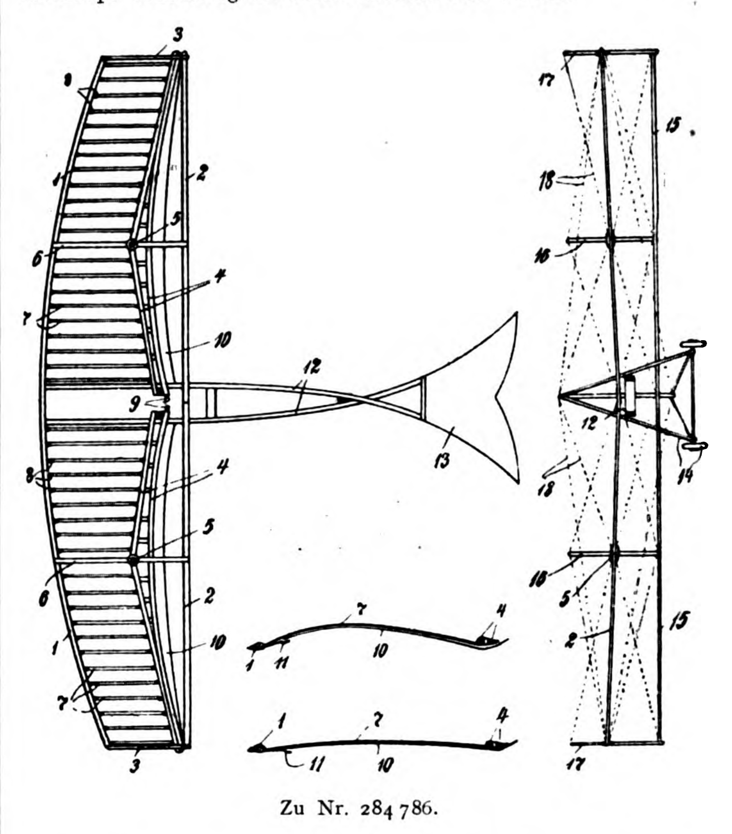
Als Vorteile der ganzen beschriebenen Einrichtung ergeben sich: Entbehrlichmachung von Bedienungsmannschaften, sichere Verankerung des Luftschiffes bis zum Aufstieg, rasche Landung und leichtes Einbringen in die Halle, Wegfall der teuren drehbaren Hallen, die Möglichkeit des Einbauens der Einrichtung in jeden Festungsrayon und Exerzierplatz als selbständige Anlage, ohne Schaffung eines merkbaren Zielobjektes, und Verminderung der Anlagekosten auf nur einen kleinen Teil des Preises für eine drehbare Halle.

284786. Flugmaschine mit Schlagflächen, welche durch Formveränderung eine Schlagbewegung erzeugen. Adolf Hawerländer in Charlottenburg. — Die Gleit- oder Tragflächen bewirken gleichzeitig den Antrieb, indem ihnen eine schwingende Bewegung erteilt wird.

Das Schwingen oder Schlagen der Tragflächen bzw. ihrer Teile wird in der Form eines fortgesetzt in raschem Wechsel aufeinanderfolgenden Erhöhens und Erniedrigens der Flächenwölbung durchgeführt. Die Schlagwirkung ist hierbei leicht durchzuführen und kann infolge ihrer geringen Schwingungsweite nie zu Störungen der Stabilität führen. Außerdem ist durch die Veränderlichkeit der Wölbung die Möglichkeit gegeben, mit flachen Flächen von geringem Stirnwiderstand einen sehr flachen Gleitflug auszuführen, und da der Druckmittelpunkt hierbei in die Fläche hineinrückt, ist auch die Stabilität dabei vorzüglich.

Ein günstiger Weg zur Veränderung der Flächenwölbung ist die Verschiebung eines Endes jeder Flächenrippe in etwa wagerechter Längsrichtung, und zwar wird zweckmäßig das hintere Rippenende verschoben, damit das höher beanspruchte Vorderende möglichst starr bleibt.

Der Antrieb und die Führung der verschiebbaren Rippenenden erfolgt durch querlaufende Antriebsholme, die um senkrechte Achsen schwingen und sämtliche Rippenenden angelenkt tragen. Durch Bewegen des Triebwerkes jeder Flächenhälfte für sich kann die Seitenstabilisierung und Seitensteuerung beliebig beeinflußt oder überhaupt vollständig hierdurch übernommen werden.



Zu Nr. 284 786.

Das Haupttraggerüst der Fläche besteht aus einem Vorderholm 1, der nach den Enden zu nach rückwärts und aufwärts gebogen ist, und aus einem Hinterholm 2, der mit dem Vorderholm 1 an den Enden durch je zwei übereinanderliegende Längsträger 3 verbunden ist. Zwischen diesen Längsträgern 3 sind die Enden eines jederseitigen vom Flugzeugkörper bis zum freien Ende der Fläche laufenden Gitterhebels 4 geführt, der auf angenähert halber Länge in einem senkrechtachsigen Drehlager 5 an einem mittleren Verbindungsträger 6 zwischen Vorder- und Hinterholm 1 und 2 gelagert ist.

Zwischen dem Vorderholm 1 und dem Gitterhebel 4 sind längsverlaufende biegsame Rippen 7 mit Gelenken oder biegsamen Anfassungen 8 festgespannt, so daß beim Hin- und Herschwingen des Gitterhebels 4, der als Wölber bezeichnet werden kann, die Rippen 7 zwischen einer ziemlich flachen und einer sehr stark nach oben gewölbten Form (Fig. 3 und 4) hin und her spielen. Die Rippen 7 können aus einfachen Holzleisten bestehen, die in ihrer vorn liegenden Hälfte etwas schwächer als in der hinteren sind, so daß der Wölbungsscheitel sich im vorderen Teil ausbildet. Es entsteht hierdurch eine schräg von oben und vorn nach unten und hinten gerichtete Schlagwirkung, die zugleich Auftrieb und Vortrieb ergibt.

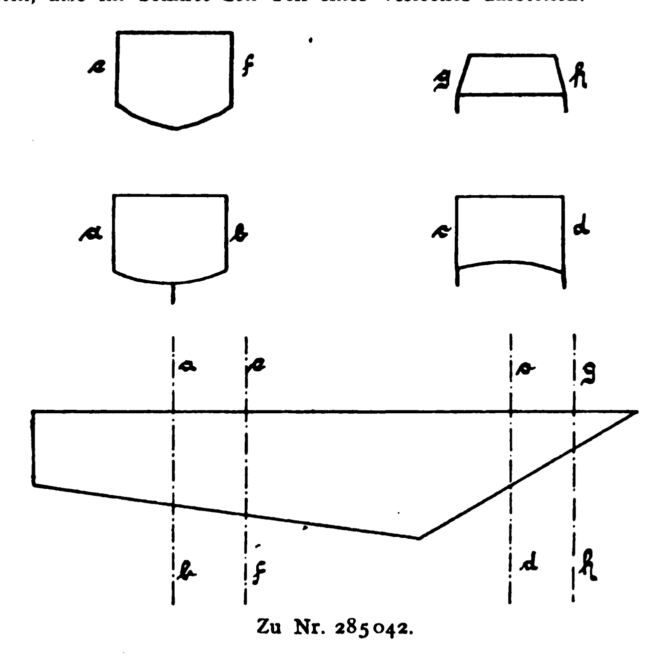
Der Antrieb der Wölber 4 kann durch beliebige Motoranordnungen oder auch von Hand mittels zweier Handgriffe 9 erfolgen.

Die Bespannung 10 der Fläche geht am hinteren Rande über den Wölber 4 etwas hinaus und endet in einer Aufbiegung. Im vorderen Flächenteil ist die Bespannung 10 durch Klappen 11 ersetzt, die beim Aufwärtsschlagen der Rippen 7 öffnen und Luft von oben unter die Fläche treten lassen und sich beim Abwärtsschlagen selbsttätig schließen oder auch zwangläufig gesteuert werden. Die Oberseite der Rippen kann frei bleiben oder gleichfalls mit Stoff bespannt sein.

Der Körper des Flugzeuges besteht aus zwei Hauptträgern 12, welche die Schlagfläche mit einem Steuer- und Stabilisierungsschwanz 13 und einem Fahrgestell 14 üblicher Konstruktion verbinden. Am Körper ist ferner noch ein Unterstützungsholm 15 quer befestigt, der zur Stützung von Druckstreben 16, 17 dient, deren erste zweckmäßig zugleich die Achsen für die Wölbergelenke 5 bilden.

Spanndrähte 18 dienen zu allseitiger Festspannung aller ruhenden Teile untereinander.

285042. Bootskörper für Wasserflugzeuge. Deutsche Flugzeugwerke G. m. b. H. in Lindenthal b. Leipzig. — Die dem Wasser zugekehrte Bootsfläche ist am vorderen Teil flach oder konkav ausgebildet und geht nach rückwärts in eine konvexe Form über. Letztere kann mit Rücksicht der Herstellungsarbeiten auch eckig sein, also im Schnitt den Teil eines Vieleckes darstellen.

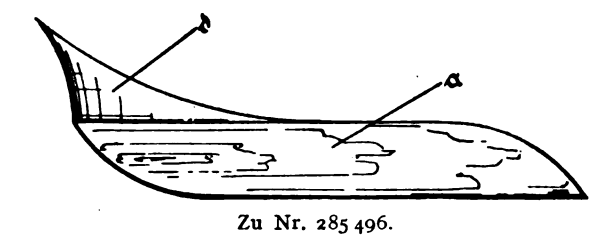


Zu Nr. 285042.

Die Wirkung der flachen bzw. konkaven Querschnittsform vorn besteht darin, daß das Boot bei anfänglich geringer Geschwindigkeit, wobei noch ein großer Teil der Gleitfläche ins Wasser taucht, diese sowohl in ihrem geraden, wie auch konkaven Teile zur Wirkung gelangt. Letztere teilt das Wasser und vermeidet die Spritzwasser, die sich seitlich des Bootes bilden. Bei großer Geschwindigkeit erst kommt der konkave Teil derart in Wirksamkeit, daß er die tragende Wirkung des Wassers voll ausnutzt, indem die konkave Flachwölbung eine Pressung des Wassers unter dem Boot erzeugt und dadurch gleichzeitig schädliche Wellenbildungen verhindert. Der sich anschließende konvexe Teil hingegen bezweckt, dem Boot im Ruhestande eine erhöhte Schwimmstabilität zu geben, während im Moment der Vorwärtsbewegung die konvexe Form das Kleben an der Wasseroberfläche verhindert und daher ein leichtes Abheben des Hinterteiles des Bootes ermöglicht.

285496. Schwimmer für Wasserflugzeuge. Oskar Ursinus in Frankfurt a. M. — Schwimmer für Wasserflugzeuge, die nach der Bauweise der Wasserfahrzeuge ausgebildet sind, also eine runde Bodenfläche und einen scharfkantigen Bug besitzen, sind als Schwimmkörper für Flugzeuge, da sie sich nur sehr schwer aus dem Wasser heben, nicht verwendbar. Als Schwimmer für Wasserflugzeuge haben sich bekanntlich nur Körper bewährt, die nach der Bauweise der Gleitboote einen ganz flachen Boden und eine breite, wenn auch etwas abgerundete vordere Kante besitzen.

Diese bisher bekannten flachen Schwimmer besitzen die Neigung, ankommende Seen zu unterschneiden und die Flugmaschinen zum Überschlagen zu bringen. Dieses gefahrbringende Unterschneiden des Schwimmkörpers suchte man dadurch zu vermeiden, daß der Vorderteil desselben so stark wie möglich aufgebogen wurde. Hiermit ist aber eine Vermehrung des Luftwiderstandes verbunden, und es wird auch der Schwimmer durch die stark vorn aufgebogene



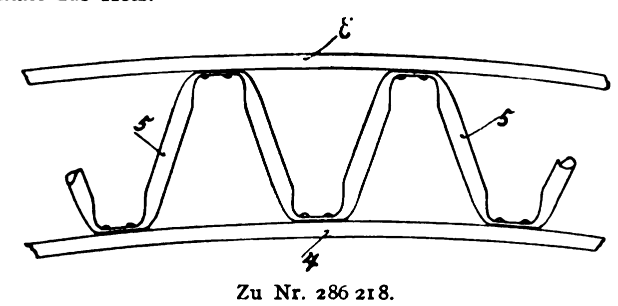
Zu Nr. 285496.

vordere Unterseite gezwungen, den Wellenbergen bis zu einem gewissen Grade zu folgen, so daß die Flugmaschinen in der Längsrichtung erheblichen Schwankungen unterworfen sind und nicht auf die beabsichtigte Geschwindigkeit kommen können. Ferner werden die durch die vordere Kante des Schwimmers abgeschnittenen Wellenköpfe nicht nur den Schwimmer belasten, sondern auch als Sturzwellen in die nachfolgenden Teile der Flugmaschine eindringen. Daß dadurch das Gesichtsfeld verschleiert wird, sei nur nebenbei bemerkt.

Auf dem vorliegenden gleitbootartigen Schwimmer ist ein bugartiger, sich nach hinten verjüngender Körper mit nach vorn und nach den Seiten überhängenden Seitenflächen *d* angeordnet.

Durch diese Anordnung erhält der Schwimmer oberhalb der eigentlichen Gleitfläche zwei schräg nach außen führende Kanäle, die beim Unterschneiden des Schwimmers das Flugzeug stoßartig aufzurichten bestrebt sind, da das mit großer Geschwindigkeit durch die Kanäle strömende Wasser einen wirkungsvollen Rückdruck ausübt. In gleicher Weise bewirkt der bugartig sich nach hinten verjüngende Körper eine Ablenkung des Spritzwassers beim Gleiten.

286218. Für Flugzeuge geeignete Rippe mit Diagonalverbindungen zwischen Ober- und Untergurt. Paul Westphal in Berlin-Schöneberg. — Zwischen Ober- und Untergurt der Rippe (*3, 4*) ist zickzackförmig eine Metallröhre *5* entlanggeführt, deren Berührungsstellen mit den Gurtteilen abgeflacht sind, so daß sie sich dicht an die Gurte anlegen und an ihnen leicht befestigt werden können. Der Ober- und Untergurt besteht vorteilhaft aus Holz.



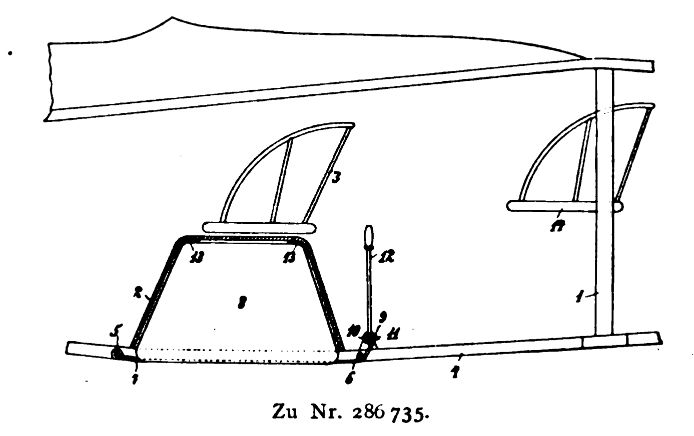
Zu Nr. 286218.

Im Gegensatz zu Trägern oder Rippen, deren Gurte durch Holzteile verbunden sind, sind Formänderungen, wie sie durch Aufnahme von Feuchtigkeit und durch Schwinden des Holzes entstehen können, und welche Lockerungen der Verbindungsstellen im Gefolge haben, ausgeschlossen.

Gegenüber Trägern oder Rippen, deren Gurte durch Metallteile vollen Querschnitts miteinander verbunden sind, ergibt sich eine bedeutende Gewichtsverminderung.

Ferner bietet die neue Konstruktion den Vorteil einer sehr leichten und billigen Herstellungsweise, weil man das Metallrohr lediglich zu verbiegen und an den Knickstellen durch Pressen oder Hammerschläge abzuflachen braucht, und weil die Befestigung dieser abgeflachten Stellen an den Gurten sehr einfach ist. Die flachen Stellen verhüten auch, daß sich die Diagonalstreben in die Holzgurte eindrücken.

286735. Benzinbehälteranordnung für Flugzeuge. Fr. Schneider in Berlin-Johannisthal. — Es ist bereits vorgeschlagen worden, zur Verminderung des Absturzes von Flugzeugen den Motor derart zu lagern, daß er im Falle der Gefahr leicht abgeworfen werden kann. Auch wenn dies geschieht, bildet trotzdem der mitgeführte Benzinvorrat eine stete große Gefahr für die Insassen, da im Falle einer Explosion und Entzündung die Gefahr besteht, daß die Personen mit dem Flugzeug verbrennen.



Zu Nr. 286735.

Diese Gefahr wird dadurch beseitigt, daß der den Benzinvorrat aufnehmende Behälter lösbar am Flugzeug befestigt ist, derart, daß im Gefahrfalle seine Lagerung vom Flugzeugführer oder Mitfahrer leicht und sicher gelöst und ein vorzeitiger Absturz des Benzinbehälters ermöglicht werden kann.

In dem Boden des Flugzeugkörpers 1 befindet sich ein auf den Längsholmen 4 aufruhender Einbau 2, der im Querschnitt trapezförmige Gestalt aufweist und unter dem Sitz angeordnet ist. An einem in den Längsholmen 4 befestigten Querrohr 5 greifen Stahlbänder 7 an, welche über ein zweites Querrohr 6 laufen und mit ihren ösenartigen Enden 9 an Haken 11 einer Welle 10 aufgehängt sind. Diese Bänder überspannen den Einbau nach unten und dienen zum Abstützen des in ihm untergebrachten Benzinbehälters. Auf der Welle 10 ist ein im Bereiche beider Flugzeuginsassen befindlicher Handhebel 12 angeordnet, der mit einer geeigneten Sperrvorrichtung versehen ist. Durch die gespannten Stahlbänder wird der Behälter vollkommen fest in dem Einbau gehalten, wobei zur Verhütung jeglichen Reibens und Klemmens noch Filzstreifen 13 zwischen Behälter und Einbau eingelegt sein können.

Im Gefahrfalle wird der Handhebel 12 in Richtung auf den Führersitz 14 umgelegt, wodurch die Haken 11 die Stahlbänder freigeben und damit einen augenblicklichen Absturz des Benzinbehälters ermöglichen, so daß also eine Explosions- und Verbrennungsgefahr für die Flugzeuginsassen ausgeschlossen ist.

Um eine gleichzeitige Lösung des Benzinbehälters von dem Benzinleitungsrohr zu ermöglichen, kann die Verbindung zwischen denselben in bekannter Art durch Gummimuffe erfolgen, wobei zwecks Erzielung einer wirksamen Abdichtung eine weitere Gummimuffe verwendet werden kann, die über die eigentliche Verbindungsmuffe gebracht wird. Es kann natürlich jede andere leicht lösbare Verbindung für den in Frage kommenden Zweck Verwendung finden.

283437. Stoffbahn für Luftschiffhüllen und Verfahren zu ihrer Herstellung. Aktiengesellschaft Metzeler & Co. in München. — Bei aus einer Anzahl von Stoffbahnen zusammengesetzten Gegenständen, auf welche Zugwirkungen ausgeübt werden, hat sich vielfach gezeigt, daß ein einseitiges Verziehen eintritt, wenn die Ketten- bzw. Schußfäden der Stoffbahnen schräg zur Beanspruchungsrichtung verlaufen. Diese Erscheinung ist namentlich bei Stoffbahnen für Ballonhüllen erkannt worden. Zur Beseitigung dieses Übelstandes hat man entweder dreischichtige Stoffbahnen verwendet, wobei die Kettenfäden der einen Schicht rechtsverlaufend, die einer anderen Schicht linksverlaufend angeordnet worden sind, oder den Vorschlag gemacht, von zwei aufeinanderfolgenden Stoffbahnen die Kettenfäden der Diagonalschicht der einen Stoffbahn rechtsansteigend, diejenige der benachbarten Stoffbahn linksansteigend verlaufen zu lassen.

Letzteres Mittel suchte der verziehenden Eigenschaft dadurch zu begegnen, daß zwei benachbarte Bahnen durch ihre sich kreuzenden Kettenfäden eine Gegenwirkung aufeinander ausüben; bei dem erstgenannten Mittel der dreifachen Stoffanordnung erfolgt ein Ausgleich bereits in jeder Bahn selbst.

Vorliegende Erfindung schafft ein neues Mittel, um derartige, in Richtung einer Verdrehung wirkende Zugbeanspruchungen bei aus Diagonalstoffbahnen hergestellten Luftschiffhüllen in besonders günstiger Weise aufzunehmen. Zu diesem Zweck wird an Stelle der bisher bekannten, nicht unterteilten Diagonalschicht, bei welcher also die Ketten- und Schußfäden auf der ganzen Länge der Bahn in derselben Richtung verlaufen, für jede Bahn eine Stoffschicht verwendet, welche aus einer Anzahl in der Längsrichtung der Bahn aufeinanderfolgender Felder zusammengesetzt ist, deren Ketten- bzw. Schußfäden sich kreuzen. Auf diese Weise wird die Ausgleichwirkung gegenüber dem Bestreben einer Verdrehung des Stoffkörpers in jeder Bahn selbst erreicht, so daß letztere für sich ein gegenüber den Zugbeanspruchungen ausgeglichenes Gebilde darstellt.

Bücher-Besprechungen.

Bei der Redaktion eingegangene Bücher und Broschüren:

Taschenbuch der Kriegsflotten, XVI. Jahrgang, 1915, herausgegeben von Kapitänleutnant B. Weyer. Nachtrag. Verlag: J. F. Lehmann, München, 1915. Kl.-8°, 64 S. mit 91 Schiffsbildern und Skizzen. Preis M. 1.

Der Ingenieur als Förderer der Volksbildung von Dr. A. v. Rieppel, Geh. Baurat, Dr.-Ing. Sonderabdruck aus der »Zeitschrift des Vereins deutscher Ingenieure«, 1916.

Krieg dem deutschen Handel, neue Folge. Die englischen Maßnahmen und Vorschläge zur Verdrängung von Deutschlands und Österreichs Handel und Industrie. Aus dem Englischen übersetzt von Reinhold Anton. Herausgegeben und mit einer Einführung versehen von Anton Kirchrath. Verlag: Otto Gustav Zehrfeld, Leipzig, 1915. Kl.-8°, 100 S. Preis M. 1.

Die Funkentelegraphie von H. Thurn. 167. Bändchen der Sammlung: »Aus Natur und Geisteswelt«. Verlag: B. G. Teubner, Leipzig und Berlin, 1915. Kl.-8°, 111 S. Preis: geh. M. 1, geb. M. 1,25.

Mechanik. Ein Lehrbuch für höhere Gewerbeschulen und verwandte Lehranstalten. Herausgegeben in 4 Teilen von Regierungsrat J. Jedlička, k. k. Staatsgewerbeschuldirektor. IV. Teil, 2. Buch: Mechanik der Gase und Dämpfe (Wärmemechanik), von Baurat Josef Micheu, k. k. Professor. Wien und Leipzig 1914, Franz Deuticke. Gr.-8°, XII und 232 S. mit 117 Figuren im Text und einer Tafel. Preis: geh. M. 6.

Von dem Lehrbuche, das im übrigen die Mechanik und Thermodynamik der Gase und Dämpfe, sowie ihre Anwendung auf Verbrennungskraftmaschinen, Kolbendampfmaschinen, Turbinen, Kompressoren und Ventilatoren in gedrängter Form und mit zahlreichen Beispielen bringt, sind die letzten 30 Seiten dem »Flugproblem« gewidmet. Die einzelnen Kapitel dieses Abschnittes handeln vom Freiballon, vom Luftwiderstand, seiner Grundgleichung und den Widerstand- und Auftriebziffern ζ, ζ_a, ζ_w (die jedoch noch den Faktor $\frac{\gamma}{g}$ enthalten), vom »Prinzip des Fliegens« und der Berechnung der Hauptgrößen, mit einigen Beispielen. Wir erfahren unter anderem (S. 219): »Man erzielt also die größte erreichbare Geschwindigkeit bei horizontal gerichteter Apparatachse und größter Motorleistung. Eine unerwünscht große Höhe, hervorgebracht durch starkes Auftreiben, kann durch nachherige Vornahme eines ziemlich raschen, schräg abwärts gerichteten Gleitfluges bei abgestelltem Motor wieder beseitigt werden. Es ist also passend, Wellenflüge auszuführen, um rasch vorwärts zu kommen.« E.

Geschäftliche Mitteilungen der Wissenschaftlichen Gesellschaft für Luftfahrt

Telegrammadresse: Flugwissen — Geschäftsstelle: Berlin-Charlottenburg 4, Dahlmannstraße 34 (am Bahnhof Charlottenburg) — Fernsprecher: Amt Steinplatz Nr. 6001.

1. Ernennungen und Auszeichnungen:

Unser Mitglied, der Professor an der Technischen Hochschule Charlottenburg, Dr. Eugen Meyer, Obmann unseres Ausschusses für Fachsprache, ist zum Geheimen Regierungsrat ernannt worden.

Oberstleutnant Hermann Hoernes, der bekannte österreichische Fachschriftsteller, zurzeit im Felde, wurde mit dem Militär-Verdienstkreuz 3. Klasse mit der Kriegsdekoration ausgezeichnet.

Hofrat Professor Dr. Friedländer, Obmann unseres medizinischen Ausschusses und zurzeit Leiter eines Feldlazaretts, dessen Auszeichnung mit dem Eisernen Kreuz wir bereits im vorigen Jahr melden konnten, wurde das Oldenburgische Friedrich-August-Kreuz verliehen.

Hauptmann Eberhard von Selasinsky, als 1. Adjutant einer Infanterie-Division im Felde, wurde im Laufe des Krieges Inhaber der folgenden Auszeichnungen: Eisernes Kreuz 1. und 2. Klasse, Großherzoglich Hessische Tapferkeits-Medaille, Fürstlich-Lippe-Detmold Kriegs-Verdienstmedaille, Herzoglich Sachsen-Meiningisches Ehrenkreuz.

Hauptmann Ernst Mickel, als Führer eines Luftschiff-Trupps im Felde, ist mit dem Eisernen Kreuz ausgezeichnet.

2. Neuaufnahme:

Gemäß § 5 unserer Satzungen ist als ordentliches Mitglied für das laufende Geschäftsjahr aufgenommen:

Dr.-Ing. A. Gramberg, Professor an der Techn. Hochschule Danzig, Leutnant d. L. II, zurzeit kommandiert zur Prüf-Anstalt und Werft der Fliegertruppen Berlin-Adlershof; Süßer Grund 1.

3. Berichtigung:

Die von uns in Heft 23/24 gemeldete Auszeichnung unseres Mitgliedes, des Dipl.-Ing. O. Reichardt, mit dem Eisernen Kreuz, ist von uns irrtümlich mitgeteilt worden; Herr Reichardt ist zurzeit als Leutnant d. R. zu einem Versuchs- und Übungs-Flugpark im Westen kommandiert.

Der Geschäftsführer: Béjeuhr.

Schriftleitung: Ansbert Vorreiter, Ingenieur, Berlin-Steglitz. — Druck von R. Oldenbourg in München.

Zeitschrift für Flugtechnik und Motorluftschiffahrt

Organ der Wissenschaftlichen Gesellschaft für Luftfahrt

VERLAG VON R. OLDENBOURG IN MÜNCHEN UND BERLIN

Jahrgang VII. | 26. Februar 1916. | Heft 3 u. 4.

Zeitschrift für Flugtechnik und Motorluftschiffahrt

Organ der Wissenschaftlichen Gesellschaft für Luftfahrt

HERAUSGEBER UND SCHRIFTLEITER: Ingenieur ANSBERT VORREITER, BERLIN-STEGLITZ, Sedanstraße 40/II.

LEITER DES WISSENSCHAFTLICHEN TEILS: Dr. L. PRANDTL, Professor an der Universität Göttingen und Dr.-Ing. F. BENDEMANN, Professor, Direktor der Versuchsanstalt für Luftfahrt, Berlin-Adlershof

UNTER MITWIRKUNG VON

A. BAUMANN, PROF. A. D. K. TECHN. HOCHSCHULE STUTTGART
Prof. Dr. BERSON, BERLIN-LICHTERFELDE
Dipl.-Ing. A. BETZ, GÖTTINGEN
H. BOYKOW, FREGATTEN-LEUTNANT A. D., FRIEDENAU—BERLIN
Dr. R. EMDEN, PROF. AN DER K. UNIVERSITÄT MÜNCHEN
Gh.Hofr.Dr.S.FINSTERWALDER, PROF. A. D. K. TECHN. HOCHSCHULE MÜNCHEN
Dr.-Ing. FÖTTINGER, PROF. AN DER K. TECHN. HOCHSCHULE DANZIG
Geh. Reg.-Rat Dr. H. HERGESELL, LINDENBERG—BERLIN
Dr.-Ing. W. HOFF, DEUTSCHE VERSUCHSANSTALT F. LUFTFAHRT ADLERSHOF
Geh. Reg.-Rat E. JOSSE, PROF. AN DER K. TECHNISCHEN HOCHSCHULE CHARLOTTENBURG
Dr. N. JOUKOWSKY, PROF. AN DER UNIVERSITÄT U. TECHNISCHEN HOCHSCHULE MOSKAU
R. KNOLLER, PROF. AN DER K. K. TECHN. HOCHSCHULE WIEN
Dr.-Ing. A. VON PARSEVAL, PROF. AN DER K. TECHN. HOCHSCHULE CHARLOTTENBURG
Dipl.-Ing. Dr. V. QUITTNER, BERLIN
Dr.-Ing. H. REISSNER, PROF. A. D. TECHN. HOCHSCH. CHARLOTTENBURG
F. ROMBERG, PROF. A. D. TECHN. HOCHSCH. CHARLOTTENBURG
Ing. JOHN ROZENDAAL, BERLIN — 's-GRAVENHAGE
Geh. Reg.-Rat Dr. C. RUNGE, PROF. AN DER UNIVERSITÄT GÖTTINGEN
Dipl.-Ing. SEPPELER, DEUTSCHE VERSUCHSANSTALT F. LUFTFAHRT, ADLERSHOF
FRHR. V. SODEN-FRAUNHOFEN, DIPL.-ING. LUFTSCHIFFBAU ZEPPELIN, FRIEDRICHSHAFEN
Dr.-Ing. C. WIESELSBERGER, GÖTTINGEN

UND ANDERER HERVORRAGENDER FACHLEUTE

VERLAG VON R. OLDENBOURG IN MÜNCHEN UND BERLIN

Jahrgang VII. | 26. Februar 1916. | Heft 3 und 4.

Unsere Gesellschaft hat am 11. Februar cr. ganz unerwartet ein schwerer Verlust betroffen: unser Geschäftsführer

PAUL BÉJEUR,

seit Kriegsausbruch als Oberingenieur bei der Kgl. Preuß. Inspektion der Fliegertruppen in Untertürkheim-Stuttgart tätig, ist nach kurzem, schwerem Leiden dort entschlafen, bis zum letzten Augenblick in hoher Pflichterfüllung seine Kräfte dem Vaterland widmend.

Wir bringen diese traurige Nachricht tief erschüttert zur Kenntnis unserer Mitglieder. Den meisten von ihnen war er wohl persönlich in seiner liebenswürdigen, bescheidenen und doch bestimmten Art, allen aber sicherlich durch seine Tätigkeit im Interesse unserer Gesellschaft bekannt und durch sein umfassendes Wissen auf dem Gebiete der Luftfahrt, auf dem er schon in so jungen Jahren es verstanden hat, sich einen Namen zu machen.

Wir schulden ihm mit der Gesellschaft den aufrichtigsten Dank für seinen nie ermüdenden Fleiß und seine unerschöpfliche Schaffensfreudigkeit, die stets voll und ganz in den Dienst der Gesellschaft zu stellen, er nie gezögert und dadurch dazu beigetragen hat, der Wissenschaftlichen Gesellschaft für Luftfahrt in verhältnismäßig kurzer Zeit zu ihrem jetzigen Ansehen und Gedeihen zu verhelfen.

Sein Hinscheiden hinterläßt bei uns eine schmerzliche und große Lücke; wir werden ihm und seinem Wirken ein stetes dankbares Gedenken bewahren.

Berlin-Charlottenburg 4, den 19. Februar 1916.

Der Vorstand der Wissenschaftlichen Gesellschaft für Luftfahrt

Dr. von Böttinger, Mitglied des Herrenhauses. **Dr. von Parseval**, Charlottenburg. **Dr. L. Prandtl**, Göttingen.



Tragflächenuntersuchungen der englischen Versuchsanstalt in Teddington.

Die bereits seit mehreren Jahren bestehende englische Versuchsanstalt für Luftfahrt, die dem National Physical Laboratory in Teddington angegliedert ist, veröffentlicht in ihrem Jahrbuch 1912/13[1]) eine Reihe von theoretischen und experimentellen Untersuchungen aus dem Gebiete der Aerodynamik und Flugtechnik. Von den experimentellen Arbeiten sind die dort ausgeführten Untersuchungen an Tragflächen von Interesse, da hier eine große Zahl von aktuellen Fragen in systematischer Weise untersucht werden und für den Bau von Tragflächen vielleicht manch erwünschten Fingerzeig zu geben vermögen. Über die Versuchseinrichtung sei erwähnt, daß die Messungen in einem Windkanal von quadratischem Querschnitt mit rd. 1,22 m Seitenlänge ausgeführt wurden; die größte erreichbare Windgeschwindigkeit betrug rd. 15 m/sek. Zur Darstellung der Ergebnisse in dem vorliegenden Bericht ist zu bemerken, daß fast durchwegs eine andere Darstellungsmethode gewählt wurde wie im Originalbericht. Es wurde hier das Güteverhältnis A/W (= Auftrieb durch Widerstand) als Funktion des Auftriebskoeffizienten ζ_A aufgetragen, wobei ζ_A definiert ist durch die Gleichung

$$\text{Auftrieb } A = \zeta_A \frac{\gamma}{g} \cdot F v^2$$

($\frac{\gamma}{g}$ = Luftdichte, F = Flächeninhalt der Tragfläche, v = Luftgeschwindigkeit). Denn offenbar ist von zwei Tragflächen mit gleichem Gütegrad A/W diejenige mit dem größeren Wert von ζ_A die vorteilhaftere, weil in diesem Falle das Flugzeug bei derselben Tragfähigkeit kleinere Tragfächen benötigt und daher mit geringerem Gewicht gebaut werden kann. Es ist zu bemerken, daß es für die endgültige Beurteilung einer Tragfläche auch auf die Größe des hinzukommenden schädlichen Widerstandes (Widerstand des Rumpfes, Stiele u. dgl.) ankommt, da sich dadurch die Größe und Lage der Maximumsstelle von A/W ändert. Hier erstreckt sich die Beurteilung nur auf die Flächen für sich ohne Rücksicht auf die Nebenwiderstände, die ja von Fall zu Fall verschieden sind. In den meisten Fällen sind die Anstellwinkel den einzelnen Meßpunkten einer Kurve beigeschrieben und die gleichnamigen Anstellwinkel durch eine gestrichelte Linie verbunden.

[1]) Technical report of the advisory committee for aeronautics for the year 1912—13.

1. Über den Einfluß der Lage der größten Profilhöhe.

Zur Ermittlung der günstigsten Lage der größten Höhe eines Tragflächenprofiles wurden neun Flächen untersucht, deren Profile aus einem Flächenquerschnitt in der Weise abgeleitet wurden, daß die Lage der größten Höhe von der Mitte aus gegen die Vorderkante der Fläche zu verschoben wurde (Fig. 1). Die Druckseite blieb hierbei ungeändert und war bei allen Profilen eben. $\frac{x}{b}$ bedeutet das Verhältnis: Entfernung x der größten Höhe von der Vorderkante zur Flächentiefe b. Die Messungen wurden bei einer Windgeschwindigkeit von rd. 8,5 m/sek vorgenommen. Aus den in Fig. 2 nach der erwähnten Art dargestellten Ergebnissen ist zu ersehen, daß die Fläche V als die günstigste betrachtet werden muß, da sie den größten Wert von A/W erreicht und gleichzeitig eine große Auftriebsziffer besitzt. Bei dieser Fläche liegt die größte Profilhöhe bei einem Wert $\frac{x}{b} = 0{,}31$. Dem nächstgünstigsten Profil IV, das nur sehr wenig schlechter ist als Profil V entspricht ein $\frac{x}{b} = 0{,}332$. Hieraus ergibt sich also, daß in dem untersuchten Falle dasjenige Profil am günstigsten ist, bei welchem die größte Höhe rd. $^1/_3$ der Flächentiefe von der Eintrittskante entfernt ist. Es ist jedoch zu beachten, daß die untersuchten Flächen mit ebener Druckseite versehen waren, und es ist daher nicht sicher, ob man bei Profilen mit gewölbter Druckseite zu demselben Ergebnis gelangt. Hierüber wären noch weitere Messungen von Interesse.

2. Untersuchungen über die Wirkung einer Verdickung der Vorderkante.

Diese Versuche wurden mit einer Serie von vier Profilen ausgeführt. Sie sind deshalb von großem Interesse, da eine

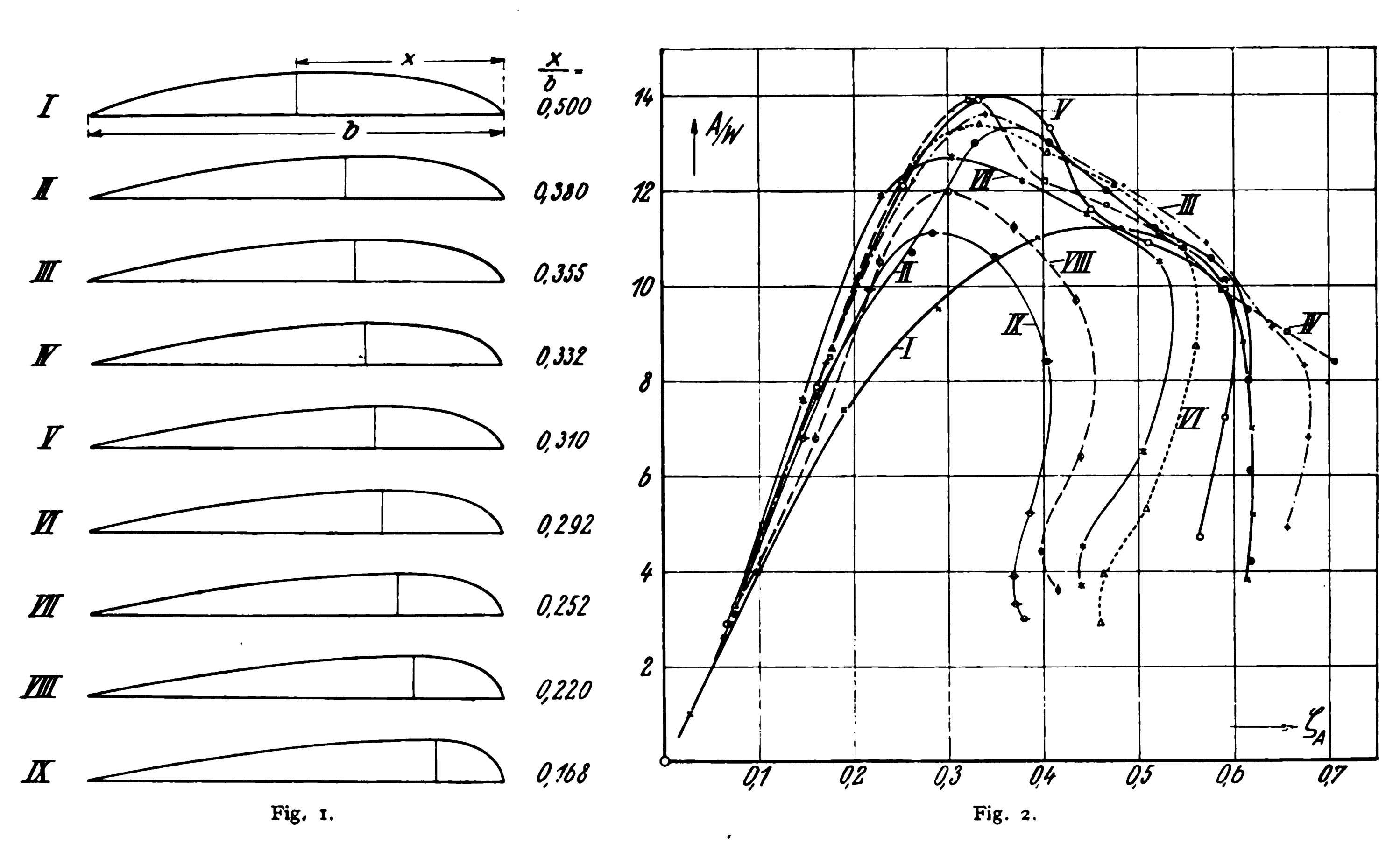


Fig. 1. Fig. 2.

Reihe von Flugtechnikern sich von einem Profil mit dicker Vorderkante — ähnlich dem Profil des Vogelflügels — besonders vorteilhafte aerodynamische Eigenschaften versprechen. Die vier Flächenquerschnitte sind in Fig. 3 dargestellt. Alle Querschnitte der Serie sind von der größten Höhe ab nach hinten zu kongruent; die Druckseiten haben gleichen Wöl-

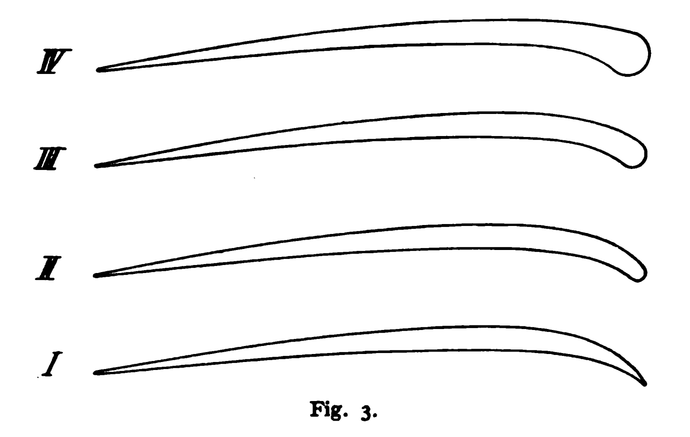


Fig. 3.

bungspfeil. Das Vorderteil wurde in der Weise konstruiert, daß an der Spitze des Profiles I eine Senkrechte auf die Sehne errichtet wurde; die Formen der anderen Querschnitte ergaben sich dann, indem man — entsprechend dem Grade der Verdickung — Kreise von verschiedenem Durchmesser beschrieb, welche die Sehne und die erwähnte Senkrechte berührten und in einer stetigen Weise zum vorhandenen Profilteil übergingen. Die Messungsresultate sind in Fig. 4 enthalten. Hieraus ist zu ersehen, daß mit zunehmender Verdickung der Vorderkante das Güteverhältnis A/W abnimmt. Aerodynamisch ist die Fläche I mit spitzer Vorderkante als die günstigste zu betrachten, weil sie den größten Wert A/W erreicht. Vom flugtechnischen Standpunkte aus ist jedoch die Maximumsstelle der A/W-Kurve mit dem scharfen Knick als ein gewisser Nachteil zu betrachten. Bei einem Flugzeug mit derartigem Flächenprofil muß mehr wie bei den anderen Profilen darauf geachtet werden, daß die Grenze der Steigfähigkeit, die annähernd durch das Maximum der A/W-Kurve gegeben ist, nicht überschritten wird, da sonst plötzliches Durchsacken der Maschine eintritt. Zusammenfassend führt die vorliegende Meßreihe zu dem Ergebnis, daß mit zunehmender Verdickung der Eintrittskante die Tragflächen aerodynamisch ungünstiger werden; eine geringe Abrundung der Eintrittskante ist jedoch empfehlenswert.

3. Bericht über die Prüfung von 4 Profilen.

Gegenstand der experimentellen Untersuchung waren die in Fig. 5 dargestellten vier Profile. Die Größe der Flächen betrug 38,1 × 6,35 cm, das Seitenverhältnis war demnach 6 zu 1. Die Messungen wurden bei einer Windgeschwindigkeit von rd. 9 m/sek. ausgeführt. Die Profile I und II sind von gleicher Form mit Ausnahme des Vorderteils, das bei Profil II

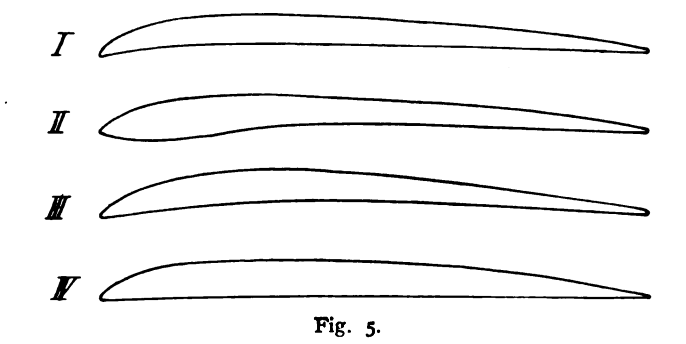


Fig. 5.

stark verdickt wurde. Die Verdickung ist jedoch, wie die Figur zeigt, in anderer Weise vorgenommen als bei den Profilen des vorhergehenden Berichtes. Die Ergebnisse sind in Fig. 6 dargestellt. Die günstigsten aerodynamischen Eigenschaften zeigen die beiden Profile III und IV. Sie können wohl als gleich gut betrachtet werden, da das größere Güteverhältnis der Fläche IV durch einen merklich größeren Auftriebskoeffizienten der Fläche III wettgemacht wird. Die Profile I und II sind ungünstiger als die beiden anderen Flächen. Es ist beachtenswert, daß die charakteristischen Kurven A/W fast genau den gleichen Verlauf haben. Die angebrachte Verdickung des Vorderteils bei Profil II scheint demnach praktisch keinen merklichen Einfluß auf die aerodynamischen Eigenschaften auszuüben.

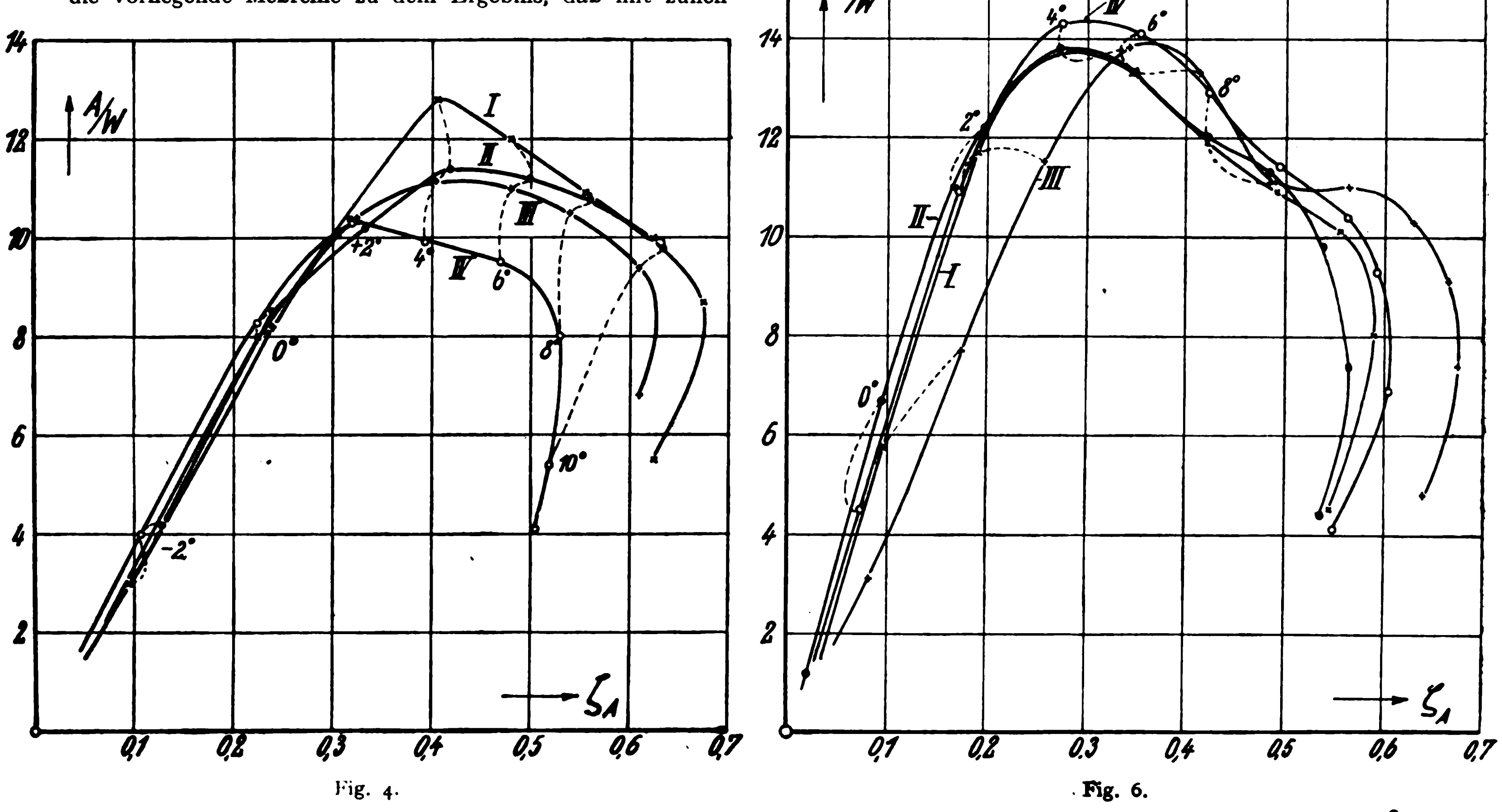


Fig. 4. Fig. 6.

4. Untersuchung über den Einfluß der Verdickung eines Profiles gegen die Hinterkante zu.

Vom konstruktiven Standpunkte ist es erforderlich, daß ein Profil zur Unterbringung der Holme, deren Zahl gewöhnlich zwei beträgt, eine gewisse Dicke besitzt. Da normalerweise die Profile vorne dicker sind wie im hinteren Teil, was, wie wir gesehen haben, aerodynamisch günstig ist, so bietet die Verlegung des vorderen Holmes in der Regel keine Schwierigkeiten. Anders ist es hingegen bei der Unterbringung des Hinterholmes, da hier die Profildicke häufig schon erheblich geringer ist. Es ist daher von Interesse zu wissen, wie weit das Profil hier verstärkt werden darf, ohne die aerodynamischen Eigenschaften wesentlich zu verschlechtern. Die Versuche wurden mit vier Profilen ausgeführt, die in Fig. 7 dar-

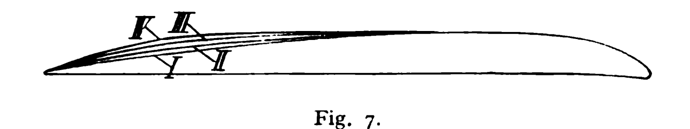


Fig. 7.

gestellt sind. Druckseite und Vorderteil der Saugseite war bei allen Profilen gleich. Die Größe der Modellflächen betrug wieder 38,1 × 6,35 cm; die Versuche wurden bei einer Windgeschwindigkeit von rd. 8,5 m/sek ausgeführt. Die Ergebnisse sind in Fig. 8 wiedergegeben. Am günstigsten erweist sich, wie zu erwarten ist, das Profil I, das einen Gütegrad von 14,6 erreicht. Nur um einen geringen Betrag schlechter ist das Profil II mit $A/W = 14{,}2$. In etwas größerem Abstande folgen dann die Profile III und IV, die nahezu als gleichwertig zu betrachten sind. Es ergibt sich hieraus, daß im vorliegenden Falle mit zunehmender Verdickung des Profiles gegen die Hinterkante die aerodynamischen Eigenschaften verschlechtert werden. Unter Umständen kann es sich jedoch verlohnen, eine gewisse Verschlechterung in Kauf zu nehmen, wenn damit merkliche konstruktive Vorteile gewonnen werden.

5. Untersuchung von Profilen mit Gegenkrümmung.

Die folgenden Versuche wurden zur Klärung der Frage ausgeführt, inwieweit es möglich ist, die Wanderung des Druckpunktes gegen die Hinterkante der Fläche bei Verkleinerung des Anstellwinkels, die sich bei allen normalen Profilen zeigt, durch ein s-förmig gekrümmtes Profil einzuschränken oder vollständig zu verhindern. Zugleich ist aber von Interesse, welche Änderung dabei die Luftkräfte ihrer Größe nach erleiden. Die Modellflächen hatten rechteckige Grundrißform mit 7,62 × 45,8 cm Seitenlänge. Der Wendepunkt der Krümmung lag 0,4 der Sehnenlänge = 30,5 mm von der Hinterkante entfernt (Fig. 9). Das Vorderteil wurde für alle

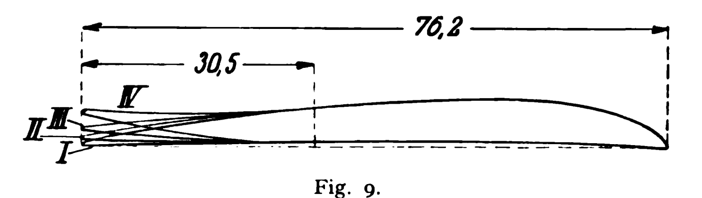


Fig. 9.

vier Profile verwendet und blieb vollständig unverändert; das Hinterteil wurde nach einem besonderen Verfahren hochgebogen. Dadurch wurden kleine Fehler in der Herstellung, die die Verwendung von mehreren kongruenten Vorderteilen mit sich bringen könnte, ausgeschaltet. Die Erhebung der Hinterkante bei den Profilen II bis IV über die Hinterkante von Profil I hat, ausgedrückt in Bruchteilen der Sehnenlänge, folgende Werte:

Profil	I	II	III	IV
	0	0,011	0,027	0,057

Die Versuche wurden bei einer Windgeschwindigkeit von rd. 9,1 m/sek ausgeführt. Die Luftkräfte sind durch die charakteristischen Kurven in Fig. 10 dargestellt. Es ist daraus zu ersehen, daß mit zunehmender Gegenwölbung sowohl

Fig. 8.

Fig. 10.

das Güteverhältnis A/W als auch der spezifische Auftrieb sehr merklich abnehmen. Die Stabilitätseigenschaften der einzelnen Flächen sind aus Fig. 11 zu ersehen, wo die Druckmittelpunkte als Funktion des Auftriebskoeffizienten dargestellt sind. Die Profile I bis III sind als labil zu bezeichnen, da hier mit abnehmendem Auftrieb — was gleichbedeutend ist mit abnehmendem Anstellwinkel — der Druckpunkt nach der Hinterkante zu wandert. Bei Profil IV ist hingegen Stabilität erreicht; hier rückt mit kleiner werdendem Anstellwinkel der Druckmittelpunkt nach der Vorderkante zu. Durch

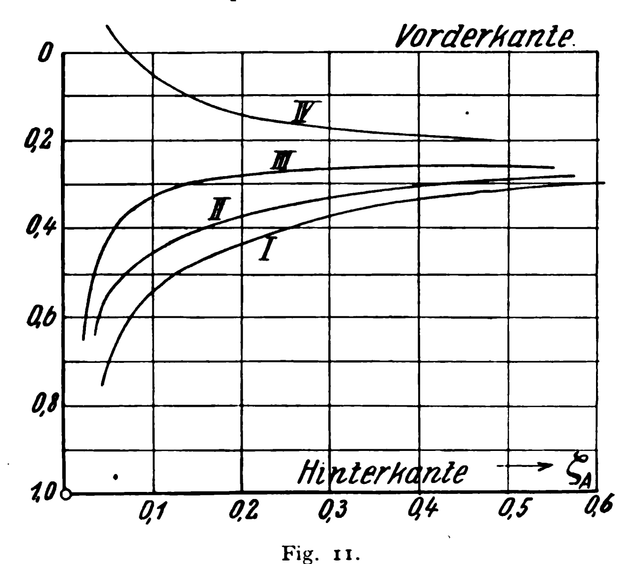


Fig. 11.

Interpolation unter Zugrundelegung linearer Beziehungen kann man finden, daß bei einer Erhebung der Hinterkante um 0,037 Teile der Sehnenlänge über die Hinterkante von Profil I praktisch sich ein konstanter, vom Anstellwinkel unabhängiger Druckmittelpunkt ergibt. Es ergibt sich aus dieser Versuchsreihe, daß es zwar möglich ist, eine rechteckige Tragfläche ohne Stabilisierungsfläche durch Gegenwölbung vollkommen stabil zu machen. Doch ist die dadurch bedingte Verschlechterung des Gütegrades sehr beträchtlich, so daß es sich voraussichtlich nicht lohnen wird, den ersteren Vorteil in Kauf zu nehmen. C. Wieselsberger.

Über Knickfestigkeit von Stahlrohren mit Holzfüllung.

Von Prof. **W. Schlink**, Braunschweig.

Für Flugzeuge verwendet man vielfach Stahlrohre mit tränenförmigem oder ellipsenartigem Querschnitt, die mit Holz gefüttert sind. Durch die Holzfüllung soll die Knickgefahr verringert werden, worauf z. B. im »Flugsport« schon mehrfach (S. 248 und 751 des vorigen Jahrganges) besonders hingewiesen ist. Es erscheint auch in der Tat zunächst einleuchtend, daß durch eine Holzeinlage dem Stahlrohr erhöhte Widerstandsfähigkeit gegen äußere Kräfte verliehen und hierdurch die von dem Pfosten übertragbare Knicklast nicht unwesentlich erhöht wird. Anderseits lassen sich doch gewisse Bedenken nicht ganz unterdrücken, da offenbar der Abschluß der Holzfüllung an den Enden und ihre Einpassung in die Endausbildung des Rohres von Bedeutung sein wird und es anderseits wesentlich ist, daß der in das Rohr eingefügte Holzstab an allen Stellen eine innige Berührung mit der Innenwandung des Rohres hat, was kaum gleichmäßig zu erreichen ist. Es ist demgemäß zu erwarten, daß sich scheinbar gleichartig ausgebildete Stahlrohre mit Holzfüllung nicht ganz gleich verhalten, und es erscheint auch nicht ganz ausgeschlossen, daß durch die Holzfüllung unter Umständen nicht die gewünschte Erhöhung der Widerstandsfähigkeit gegen Knicken erreicht wird.

Zur Untersuchung der Frage, ob und wieweit durch die Holzfüllung die Knickgefahr eines Stahlrohres vermindert wird, wurde von mir im hiesigen mechanisch-technischen Laboratorium eine Reihe von Pfostenstäben auf der Werdermaschine durch Druckkraft belastet und die Ausknickung bei verschiedenen Belastungsgrößen gemessen. Nach Erreichung einer bestimmten Drucklast wurde Entlastung vorgenommen und festgestellt, wie weit die Ausbiegung zurückging, und schließlich wurde durch allmähliche Erhöhung der Belastung die größte Druckkraft (Knicklast) beobachtet, die der Stab übertragen konnte; nach Ansteigung der Belastung auf diesen Wert ging die Maschine zurück.

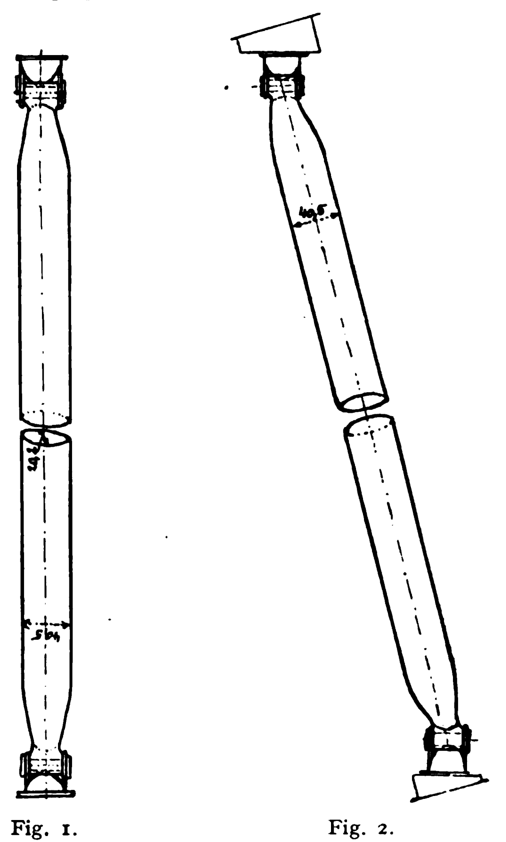


Fig. 1. Pfosten für einen Doppeldecker, dessen Tragflächen lotrecht übereinander liegen

Fig. 2. Pfosten für einen Doppeldecker, dessen obere Tragfläche vorgezogen ist.

An den Enden der Pfosten waren Ösen (Fig. 1) autogen angeschweißt, durch die der Befestigungsbolzen hindurchzustecken war, der den betreffenden Pfosten mit dem Böckchen verband, das seinerseits auf dem Tragdeck angebracht wurde. Diese Endschweißung bewirkte, daß die Knicklänge der Pfosten von der beabsichtigten — für eine Gruppe 120 cm, für die andere 130 cm — zum Teil ein wenig abwich, und zwar bis zu 8 mm. Der Abschluß der Pfosten war verschiedenartig, indem sowohl Stäbe untersucht wurden, die für ein Flugzeug vorgesehen waren, bei dem die obere und untere Tragfläche senkrecht übereinander lagen (Fig. 1), wie auch Stäbe für ein Flugzeug, dessen oberes Tragdeck gegen das untere vorgezogen war (Fig. 2). Die Stäbe wurden mit angefügten Böckchen in der Maschine so eingelegt, daß eine Kräftewirkung erzielt wurde, wie sie für die Pfosten im Flugzeuge selbst auftritt. Deswegen wurde bei den Endausbildungen des zweiten Falles (Fig. 2) unter die Böckchen ein keilförmiges Holzbrettchen untergelegt, so daß die Längsachse des Stabes senkrecht zu den Druckflächen der Maschine verlief. Bei den anderen Pfosten wurden die Auflagerplatten der Böckchen unmittelbar gegen die Druckflächen der Maschine gelegt. Es ergab sich, daß es für die Knickfestigkeit der Pfosten keinen wesentlichen Unterschied ausmachte, ob die Endausbildung nach Fig. 2 oder nach Fig. 1 ausgeführt war.

Es wurden sechs Stahlrohre mit Holzfüllung (Nr. 2, 4, 6, 8, 10, 12) und sechs ohne solche (Nr. 1, 3, 5, 7, 9, 11) untersucht. Die Pfosten der Ziffer 5, 6, 11, 12 hatten abgebogene Enden nach Fig. 2, die Endausbildung der übrigen Stäbe war gerade, wie dies Fig. 1 zeigt. Folgende Tabellen geben eine Übersicht über die erhaltenen Ergebnisse.

1. Stäbe ohne Einlage.

	Stäbe von ∾ 130 cm			Stäbe von ∾ 120 cm		
Ziffer des Stabes . .	1	3	5	7	9	11
Höchste Last in kg .	680	620	700	730	850	980
Entlastet bei kg . .	600 auf 100	550	600	—	800	800
Die nach Entlastung vorhandene Ausbiegung in mm	0,2	0,3	0,2	—	0,5	0,5

2. Stäbe mit Holzfüllung.

	Stäbe von ∾ 130 cm			Stäbe von ∾ 120 cm		
Ziffer des Stabes . .	2	4	6	8	10	12
Höchste Last in kg .	650	720	720	1050	850	930
Entlastet bei kg . .	600 auf 100	700	650	800 auf 100	600	900
Die nach Entlastung vorhandene Ausbiegung in mm	0,07	0,2	0,4	0,07	—	0,2

Bei dem Stabe 7 war die Entlastung bei 800 kg vorgesehen; ganz unvermutet ging aber die Maschine schon bei 730 kg zurück. Da die beiden anderen hohlen Stäbe von ca. 120 cm Länge eine Knicklast von 850 kg und 980 kg aushielten, ist es nicht ansgeschlossen, daß das Rohr eine Schwäche im Material besaß. Dies war auch aus der Art der Deformation zu schließen, die die Eigentümlichkeit einer scharfen Einknickung zeigte und von der Ausbiegung der übrigen Stäbe wesentlich abwich. Um einen etwaigen Materialfehler an der Knickstelle festzustellen, wurde das Rohr an dieser Stelle durchschnitten, doch konnte kein Mangel erkannt werden; auch eine Druckprobe ergab keinen Anhalt.

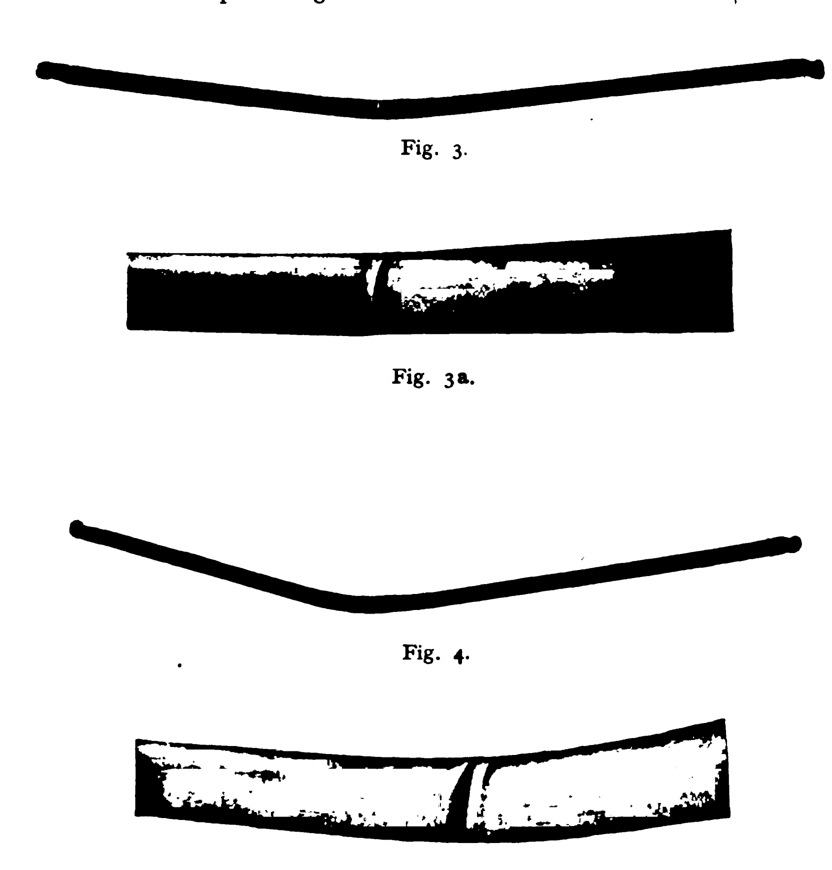


Fig. 3.

Fig. 3a.

Fig. 4.

Fig. 4a.

Fig. 3 und 4. Ausgeknickte Stahlrohre mit Holzfüllung.

Aus den Tabellen erkennt man, daß die Knicklast zweimal (Stab 2 und 12) bei den gefüllten Stäben kleiner ist, wie bei den hohlen Rohren (1 und 11), daß zweimal (6 und 10 bzw. 5 und 9) kein wesentlicher Unterschied zwischen hohlen und holzgefüllten Stäben vorhanden und daß nur in zwei Fällen (4 und 8 bzw. 3 und 7) die von dem gefüllten Stabe übertragene Kraft die des hohlen Stabes nicht unbedeutend überschreitet. Dabei ist aber das oben über das Verhalten des hohlen Stabes 7 Gesagte zu beachten. Jedenfalls geht aus den Versuchen hervor, daß durch die Holzfüllung unter Umständen die Knickfestigkeit derartiger Stahlrohre erhöht werden kann, daß aber keine Sicherheit vorhanden, daß dies auch immer der Fall ist. Da man aber, wie bei allen technischen Konstruktionen, so vor allem im Flugzeugbau sicher sein muß, daß die beabsichtigte Festigkeitserhöhung auch tatsächlich immer eintritt, — soferne sorgfältig und genau gearbeitet wird — ist die Ausfüllung der betrachteten Stahlrohre mit Holz als Mittel zur Erhöhung der Knicksicherheit nicht zu empfehlen. Allerdings kann sie insofern von Vorteil sein, daß durch sie der Stab gegen seitliches Anstoßen sicherer ist; es kann eine Einbeulung, die die Knicksicherheit sehr herabsetzen würde, eher ausgeschlossen werden.

Die Holzfüllung bewirkte gegenüber dem hohlen Stahlstab bei der Belastung eine geänderte Formänderung: in der Wandfläche der Druckseite traten Falten auf, also diese Rohrwandung zeigte Ausbeulungen (Fig. 3 und 4), während bei den hohlen Stäben von diesen Falten kaum etwas zu bemerken war, vielmehr die übliche Ausknickungserscheinung auftrat (Fig. 5 und 6). Dies abweichende Verhalten erklärt sich wohl dadurch, daß der holzgefüllte Stab sich nicht mehr wie ein solcher aus einheitlichem Materiale verhält. Das Verhalten erweckt den Anschein, als ob der innere Holzstab — dessen übertragbare Knicklast nur etwa den sechsten Teil von derjenigen des Stahlrohres beträgt — früher ausbiegt und gegen die Zugwandung des Rohres gepreßt wird, während die Druckwandung des Rohres der auf sie entfallenden Knickbelastung nicht mehr gewachsen ist und ausbeult; es verhält sich also gewissermaßen der Rohrquerschnitt selbst gegenüber der Druckkraft auch nicht mehr wie ein einheitlicher Querschnitt.

Die hier auf der einen Rohrseite auftretende Formänderung ist ähnlich der Ausbeulerscheinung kurzer hohler Rohre, die aber um den ganzen Rohrumfang auftritt. Die Fig. 3 bis 6 sind nach Photographien hergestellt, die von den ausgespannten Stäben aufgenommen sind und zeigen die verschiedenartige Formänderung. Es beziehen sich 3 und 3a auf das gleiche Rohr, ebenso 4 und 4a, 5 und 5a, 6 und 6a.

Aus den obigen Tabellen geht hervor, daß die höchste übertragene Kraft sowohl bei den Hohlstäben, wie auch bei den gefüllten Stäben nicht für alle Stäbe gleich groß ist, vielmehr in ziemlich erheblichen Grenzen schwankt. Für die Hohlstäbe liegt wohl eine Ursache hierfür in der nicht ganz gleichen Endausbildung, die durch die Schweißungen bedingt ist. Bei den gefüllten Stäben tritt zu diesem Einfluß als bedeutungsvoll noch der Grad der Anpassung des Holzes an die innere Rohrwandung, besonders an den Stabenden hinzu. Daß es dadurch sehr erschwert wird, eine Reihe holzgefüllter Stahlrohre mit gleicher Knickfestigkeit zu erhalten, ist einleuchtend. Im übrigen könnnte bei den Stäben mit verhältnismäßig kleiner Knicklast ein etwas exzentrischer Druck mitgespielt haben. Naturgemäß werden sich auch die Ausknikkungen, die bei verschiedenen Lastgrößen entstehen, für die einzelnen Stäbe verschieden verhalten; die genauen Messungsergebnisse für die Stäbe 1, 2, 7, 8 sind in folgender Tabelle enthalten. Nach den mir von Prof. Prandtl gemachten Mitteilungen kommt es nach seinen Erfahrungen bei Knickversuchen für das Ergebnis sehr darauf an, wie sich der Stab bei kleineren Lasten (z. B. ein Drittel der Knicklast) verhält. Wenn er hierbei schon eine merkliche Ausbiegung aufweist, dann wächst diese später schnell, und der Stab erreicht manchmal die Eulersche Knickbelastung nicht. Wenn aber die Durchbiegung bei der

kleineren Last sehr klein ist, dann zeigt der Stab ein ganz anderes Verhalten und hält manchmal bis über die Eulersche Grenzlast; es kommt in diesem Falle die an sich geringe Zapfenreibung in der Öse zur Geltung und bewirkt eine Endsche Grenzlast überschreitet, liegt wohl daran, daß keine reibungsfreie Gelenkbefestigung vorhanden war.

Die in den zwei letzten Zeilen der Tabelle enthaltenen Angaben beziehen sich auf Stahlrohre mit ellipsenartigem

Ziffer des Stabes	Länge des Stabes	Ausbiegung in der Mitte bei einer Belastung in kg von																Knicklast in kg
	cm	100	200	300	400	450	500	550	600	650	700	750	800	850	900	950	1000	
1	130,2	—	—	0,05	0,15	0,40	0,60	1,40	2,50	5,40	—	—	—	—	—	—	—	680
2	130,5	—	0,02	0,32	0,82	1,37	2,07	2,72	3,97	6,02	—	—	—	—	—	—	—	690
7	120,6	—	0,20	0,60	1,05	—	1,70	—	2,80	3,90	5,90	—	—	—	—	—	—	730
8	120,5	—	—	—	—	—	0,05	—	0,05	0,15	0,25	0,35	0,60	0,70	0,85	1,55	2,65	1050
13	129,2	—	0,05	0,25	0,42	0,47	0,62	0,82	1,02	1,37	1,82	2,52	3,22	4,60	7,80	—	—	950
14	129,3	—	0,30	0,75	1,25	1,60	1,95	2,60	3,70	4,62	6,22	9,22	—	—	—	—	—	800

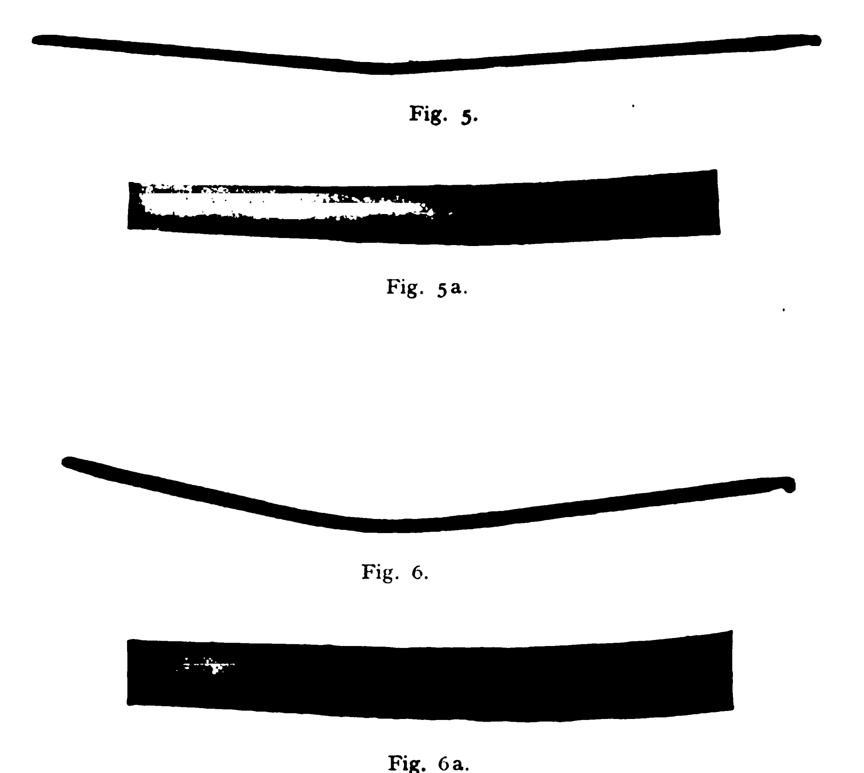


Fig. 5.

Fig. 5a.

Fig. 6.

Fig. 6a.

Fig. 5 und 6. Ausgeknickte Stahlrohre ohne Einlage.

Fig. 7. Querschnitt der Stahlrohre in natürlicher Größe.

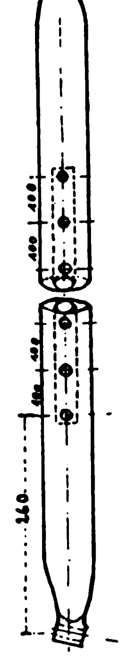


Fig. 8. Stahlrohr mit Einlage eines Stahlrohres von kreisförmigem Querschnitt.

befestigung, die zwischen gelenkartigem Anschluß und Einspannung liegt. Diese Beobachtungen treffen hier in gewisser Hinsicht für die Stäbe 7, 14 bzw. 8, 13 zu. Die für die hohlen Stäbe von 130 cm bzw. 120 cm Länge auf Grund graphischer Ermittlung des Trägheitsmomentes berechneten Eulerschen Grenzlasten betrugen bei dem vorliegenden Querschnitt (Fig. 7) rund 610 kg bzw. 715 kg unter Annahme gelenkartiger Befestigung. Daß bei diesen Pfosten die Knicklast die Euler-

Querschnitt, die aber durch ein inneres Stahlrohr mit kreisförmigem Querschnitt versteift sind. Diese Einlage war nicht bis an die Enden des Pfostens geführt, sondern blieb von diesen mit ihren Enden um 260 mm (Fig. 8) entfernt. Um ihre Verschiebung zu verhindern, war die Einlage mit den Wandungen des Pfostens an verschiedenen Stellen verschweißt und vernietet, sowohl an ihren Enden wie auch an zwischenliegenden Punkten. Beide Pfosten wiesen, wie die Tabelle

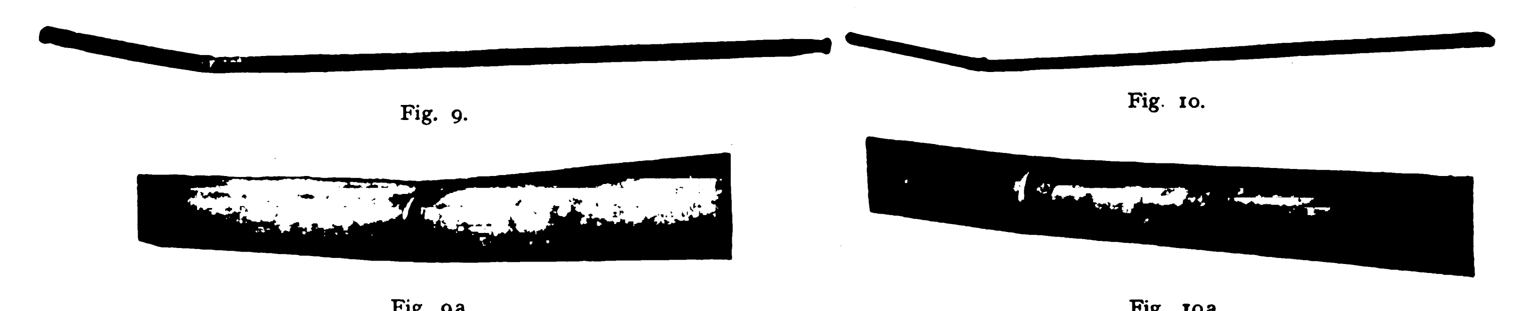


Fig. 9.

Fig. 10.

Fig. 9a.

Fig. 10a.

Fig. 9 und 10. Ausgeknickte Stahlrohre mit eingelegtem Stahlrohr von kreisförmigem Querschnitt.

zeigt, ganz verschiedenes Verhalten auf, sowohl bezüglich der Ausknickungsgrößen wie auch bezüglich der größten übertragenen Last, die bei dem einen Pfosten 800 kg, bei dem anderen 950 kg betrug. Die Art der Ausknickung war aber bei beiden die gleiche (Fig. 9 und 10): es entstand am Ende der Einlage, also bei der letzten Schweißstelle, ein scharfer Knick, während die Teile zu beiden Seiten dieser Stelle kaum eine Ausbiegung zeigten. Daß der Stab unter entsprechend großer Last die eingetretene Formänderung (Fig. 7, 8) erlitt, kann bei der Ausbildung der Stäbe nicht überraschen; jedoch verriet die Ausbiegungslinie während der Versuche nicht, daß schließlich diese Erscheinung auftreten würde. Der Stab 13 war von 700 kg und 900 kg auf 100 kg entlastet worden, wobei die Ausbiegung auf 0 bzw. 0,7 mm zurückgegangen; bei dem Stabe 14 war von 600 kg auf 100 kg entlastet, und es war eine verbliebene Ausbiegung von 0,8 mm gemessen worden. Diese beiden Versuche zeigen, wie die Einlage nicht angebracht werden soll, lassen aber erkennen, daß durch eine solche eine Erhöhung der Knickfestigkeit der Pfosten erreicht werden kann.

Vorschlag zum Messen der Geschwindigkeit und Richtung des Windes im Luftfahrzeug.

Von Prof. **Ernst A. Brauer** in Karlsruhe.

Bei einem mit eigener Triebkraft arbeitenden Luftfahrzeug hat man bekanntlich drei Geschwindigkeiten zu unterscheiden:

1. Die Triebgeschwindigkeit u, welche durch die Kraftmaschine hervorgebracht wird,
2. die Windgeschwindigkeit w,
3. die Reisegeschwindigkeit c, mit der sich das Fahrzeug auf dem Reiseweg über der Erde hinbewegt.

Jede dieser Geschwindigkeiten kann nach Größe und Richtung durch einen Pfeil dargestellt werden, und die drei Pfeile können bekanntlich zu einem Dreieck zusammen gesetzt werden. Werden die Winkel, welche die Geschwindigkeiten u und c mit der Nordrichtung bilden, wie Fig. 1 darstellt, mit α und β bezeichnet, so genügt die Kenntnis der vier Größen

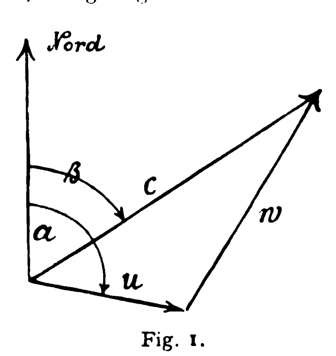


Fig. 1.

u, c, α und β, um das Dreieck zu bestimmen, und mit Hilfe desselben w nach Größe und Richtung zu finden. Nach diesem Verfahren kann man bei einer Fahrt über bekannter Landschaft u aus der Tourenzahl des Motors, c aus der Zeit t berechnen, die man braucht, eine bekannte Strecke s über der Erde zurückzulegen, während α nach dem Kompaß abgelesen, β aus der Landkarte entnommen werden kann.

Bei der Fahrt über fremdem Gelände sowie auch schon über Gegenden, in denen es an Ortschaften oder anderen auf der Karte vermerkten, vom Fahrzeug aus erkennbaren Punkten fehlt, ist es nicht möglich, c aus s und t zu finden. Wohl aber kann man bei klarer Luft β mit ziemlicher Sicherheit beobachten, indem man mit einem Fernrohr oder Diopter einen nicht zu fernen Punkt aufsucht, der sich bei gleichbleibender Fahrtrichtung im Sehstrahl weder rechts noch links bewegt, nach welchem also der Reiseweg gerichtet ist. Der Winkel, welchen dieser Sehstrahl mit der Längsachse des Fahrzeuges bildet, ist $\alpha - \beta$, und, da man wieder α nach dem Kompaß ablesen kann, so wird $\beta = \alpha - (\alpha - \beta)$ bekannt.

Nach diesen Beobachtungen ist die die Windgeschwindigkeit darstellende Dreiecksseite insoweit bekannt, als man weiß, daß das hintere Ende von w in der Pfeilspitze von u, das vordere Ende in irgendeinem Punkte des noch unbegrenzten, seiner Richtung nach bekannten Strahles c liegt.

Wird nun bei gleichbleibender Tourenzahl der Maschine der Winkel α und damit auch β geändert, so ergibt sich für c ein zweiter Strahl c_1, auf welchem die Spitze des Windpfeiles ebenfalls liegen muß, wenn der Wind sich inzwischen nicht geändert hat. Die Spitze von w wird somit als Schnitt der Strahlen c und c_1 gefunden (s. Fig. 2).

Kenntnis des Windpfeiles für die ganze Reise ermöglicht bekanntlich die Konstruktion des Reisewegs und kann daher für die Ortsbestimmung sehr wertvoll werden.

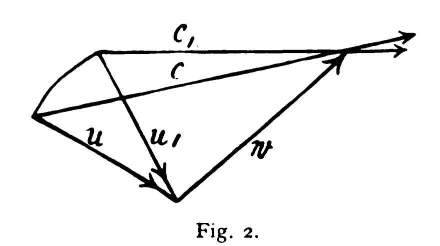


Fig. 2.

Ferner wird man aus den Änderungen des Windes in manchen Fällen voraussehen können, in welcher Weise die Weiterfahrt durch Wind und Wetter beeinflußt werden wird, z. B. auch, ob es hinreichend wahrscheinlich ist, ein beabsichtigtes Ziel zu erreichen.

Endlich kann man erst, wenn der Wind bekannt ist, diejenige Triebgeschwindigkeit u und den Steuerwinkel α angeben, mit denen der Triebstoffverbrauch einer vorgeschriebenen Reise ein Minimum, d. h. der Aktionsradius des Fahrzeuges ein Maximum wird[1]).

[1]) S. E. Brauer, Beitrag zur Navigation von Luftschiffen. Verhandl. d. Gesellsch. deutscher Naturforscher u. Ärzte 1911, II. 1. Hälfte. S. 146.

Patentschau.

(Von Ansbert Vorreiter.)

Ausliegende Patentanmeldungen.

(A: Anmeldung, E: letzter Tag der Einspruchsfrist.)

77h. Gr. 2. C. 24820. Treppenschacht für Prallschiffe. Adolphe Clément-Bayard, Levallois-Perret, Seine, Frankreich; A 6. 4. 14. Frankreich 24 4. 13. E 24. 3. 16.

77h. Gr. 5. A. 26698. Kugellagerung für Steuerflächen an Flugzeugen. Ago Flugzeugwerke G. m. b. H., Berlin-Johannisthal. A 8. 1. 15. E 24. 3. 16.

77h. Gr. 9. A. 27297. Federnde Aufhängung für Fahrstellachsen an Flugzeugen. Allgemeine Elektrizitäts-Gesellschaft, Berlin. A 16. 8. 15. E. 3. 4. 16.

46b. Gr. 6. S. 38744. Verbrennungskraftmaschine nach dem Zweitaktsystem. Fa. Swan, Hunter and Wigham Richardson Limited und Max Otto Wurl, Newcastle-on-Tyne. A 9. 4. 13. E 17. 3. 16.

46b. Gr. 12. K. 59825. Regler für Verbrennungskraftmaschinen, bei dem die Drosselklappe selbsttätig durch die Saugwirkung der Brennstoffladung eingestellt wird. Kramer Governor Co., Detroit, Michigan, V. St. A. A 2. 10. 14. E. 17. 3. 16.

46a. Gr. 5. F. 39095. Verfahren zur Luftzuführung bei Verbrennungskraftmaschinen mit im Arbeitskolben liegender Kammer. Oskar Freiberg, Max Freiberg, Gautzsch b. Leipzig, Spinnereistraße 25, u. Otto Petzsche, Leipzig, Brüderstr. 12. A 27. 6. 14. E. 20. 3. 16.

46b. Gr. 14. R. 39703. Zweitaktverbrennungskraftmaschine mit einem parallel zum Verbrennungszylinder angeordneten Pumpenzylinder ohne schädlichen Raum. Lous Renault, Billancourt, Seine, Frankreich; A 19. 1. 14. E. 20. 3. 16.

46c. Gr. 7. Sch. 46836. Vorrichtung zum Vermischen des flüssigen Brennstoffes und der Luft mittels einer innerhalb des Zylinders angeordneten, umlaufenden Vorrichtung bei Verbrennungskraftmaschinen. Albert Schmid, Sainte-Adresse, Frankreich. A 20. 4. 14. E 24. 3. 16.



46d. 5. B. 75581. Anlaßvorrichtung für Verbrennungsmaschinen. Frederick John Trevallon Barnes, Hamilton b. Brisbane, Austr. A 17. 1. 14. E. 10. 4. 16.

46d. 7. R. 41677. Verfahren und Vorrichtung zum Betrieb von Dampfluftmaschinen. Dr. Karl Röder, Mülheim, Ruhr, Goethepl. 3. A 6. 2. 15. E 10. 4. 16.

Patenterteilungen.

77h. Gr. 5. 290313. Befestigung für Tragdeckenholme mit hakenförmigem Ende. Franz Schneider, Berlin-Johannisthal, Flugplatz. 18. 12. 13. Sch. 45651.

77h. Gr. 5. 290447. Flugzeug mit einem die Längsstabilität selbsttätig regelnden Pendel. Otto Wittkowski, Düsseldorf, Schwanenmarkt 19. 23. 8. 13. W. 43015. D. 31. 1. 16.

77h. 5. 290681. Haltevorrichtung für den Begleiter in einem Flugzeug in aufrechter Stellung. Franz Schneider, Berlin-Johannisthal. 5. 2. 14. Sch. 46082.

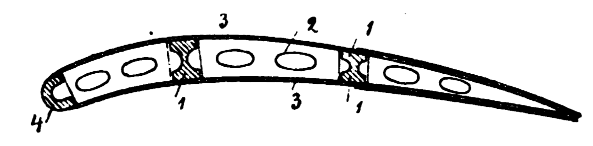
77h. 15. 290682. Einrichtung zum Abwerfen von Fliegergeschossen. Fa. Robert Bosch, Stuttgart. 13. 9. 14. B. 78334.

77h. 15. 290757. Abwurfvorrichtung für Bomben bei reihenweiser Aufhängung an um eine Welle versetzt angeordneten Teilen. Franz Schneider, Berlin-Johannisthal. 14. 10. 14. Sch. 47855.

77h. Gr. 5. 290627. Flugzeug mit je zwei beiderseits der Längsachse angeordneten und über Kreuz gleichartig verstellbaren Steuerflächen; Zus. z. Pat. 277104. Edward E. Dulier, Brüssel. 15. 8. 12. D. 27422.

Auszüge aus den Patentschriften.

284669. Flugzeugflügel. E. Rumpler, Luftfahrzeugbau, G. m. b. H. in Berlin-Johannisthal. — Der Flügel wird ganz oder teilweise als Kastenträger ausgebildet. Die Holme *1* bilden hier dessen Seitenwände, während der Ober- und Unterboden des Kastens durch Furnierplatten *3* gebildet werden, die gleichzeitig den Flügelbezug darstellen. Es bilden so die Querträger samt den oberen und unteren Platten einen geschlossenen Kasten, der das größte Widerstandsmoment mit geringstem Gewicht vereinigt, während bei bekannten Anordnungen, bei denen Längsträger aus Stahl mit Furnieren bekleidet sind, die Beanspruchung allein von den Längsträgern aufgenommen wird und die Furniere nur zur Bildung der glatten Oberfläche dienen.

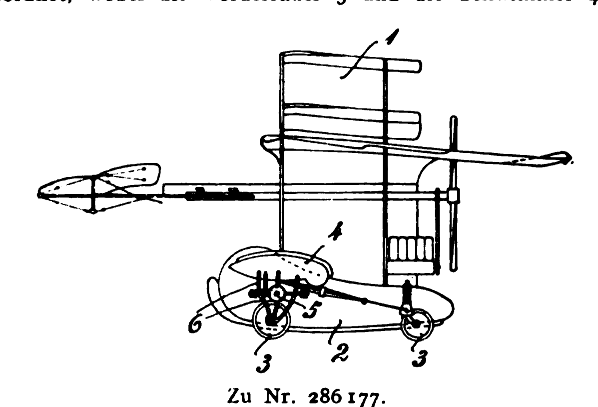


Zu Nr. 284669.

Die obere und untere Fläche des Flügels sind mit Furnierplatten *3* bekleidet, so daß sich im mittleren Teil des Flügels ein Hohlkasten ergibt, dessen Seitenwände durch die Holme *1* und dessen obere und untere Wände durch die Furnierplatten *3* gebildet werden.

286177. Flugzeuggestell mit Laufrädern und Schwimmkörpern. Robert Woerner in Berlin-Johannisthal. —

Zu beiden Seiten der an dem Flugzeugobergestell *1* hängenden Gondel *2* sind Vorder- und Hinterräder *3* sowie Schwimmer *4* angeordnet, wobei die Vorderräder *3* und die Schwimmer *4* im



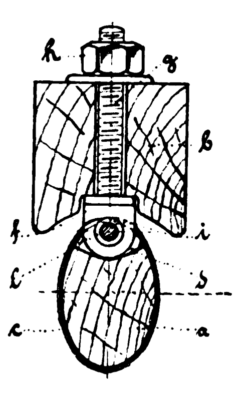
Zu Nr. 286177.

Gleichgewicht an den einander gegenüberliegenden Seiten des von einer wagerechten Achse *5* getragenen Gestells *6* befestigt sind. Die Achse *5* kann von der Gondel aus durch eine Umstellvorrichtung gedreht und somit das Gestell *6* um seine Mittelachse derart verschwenkt werden, daß entweder die Schwimmer oder die Laufräder in die Gebrauchslage kommen. Um auch die Hinterräder gleichmäßig mit den Vorderrädern hoch oder nieder zu schwenken, sind beide durch ein Gestänge o. dgl. gelenkig derart verbunden, daß eine zwangläufige Bewegung derselben erfolgt.

284575. Schlagflügel für Flugzeuge mit elastischen Flügelstangen. Dr. Friedrich Kopsch in Berlin-Wilmersdorf. — Die elastischen Flügelstangen sind durch besondere Hilfsfedern abgestützt, die einen Teil der Beanspruchung der Flügelstangen beim Auf- und Niedergehen des Flügels aufnehmen und so die Bruchgefahr verringern.

Die elastischen Flügelstangen sind hierbei im Flügelgestell nicht fest eingespannt, sondern mit Spielraum darin beweglich, so daß sie innerhalb des Flügelgestelles um einen bestimmten Betrag auf und ab schwingen können.

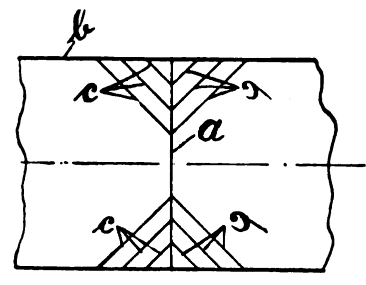
276062. Scharnier zur Verbindung von Flugzeugflächen. August Euler in Frankfurt a. M. — Der Holm *a* der einen Fläche (Tragfläche oder Schwanzfläche) ist an seiner mit dem Holm *b* der anderen Fläche (Klappe, Höhen- und Seitensteuer) zu verbindenden Seite in seiner ganzen Länge mit einer Rinne *d* versehen. Über diesen Holm ist ein Rohr *c* geschoben, so daß zwischen der Rinne und der Rohrwand in der ganzen Länge des Holmes ein Hohlraum entsteht. Längs der Rinne ist das Rohr *c* an einzelnen



Zu Nr. 276062.

Stellen mit Einschnitten *e* versehen. Diesen Einschnitten entsprechend sind an dem andern Holm *b* eine Reihe starker Metallösen *f* in bekannter Weise mit Schrauben *g* und Muttern *h* o. dgl. befestigt. Diese Ösen passen in die Einschnitte *e* und legen sich in die Rinne *d*, und zwar so, daß die Ösenaugen in den Hohlraum zwischen Rinne und Rohrwand zu liegen kommen. Nun wird von dem einen Ende des Holmes *a* durch den Hohlraum und die Ösen ein Rundstab oder ein dicker Draht *e* gesteckt. Dadurch sind dann die beiden Holme, die durch den Draht *e*, die Ösen *f* und die Rohrwand *c* gehalten werden, fest miteinander verbunden und gegeneinander scharnierartig beweglich.

285228. Durch Querwände unterteilter Prallschifftragkörper. Dr.-Ing. August v. Parseval in Charlottenburg. — Die Aufgabe der Querwände in unstarren Luftschiffen ist die Trennung des Ballons in selbständige Räume und die Abfangung des Druckes in der Weise, daß ein Überdruck in dem einen Abteil nicht auf das nächstliegende übergehen kann. Zu diesem Zweck müssen



Zu Nr. 285228.

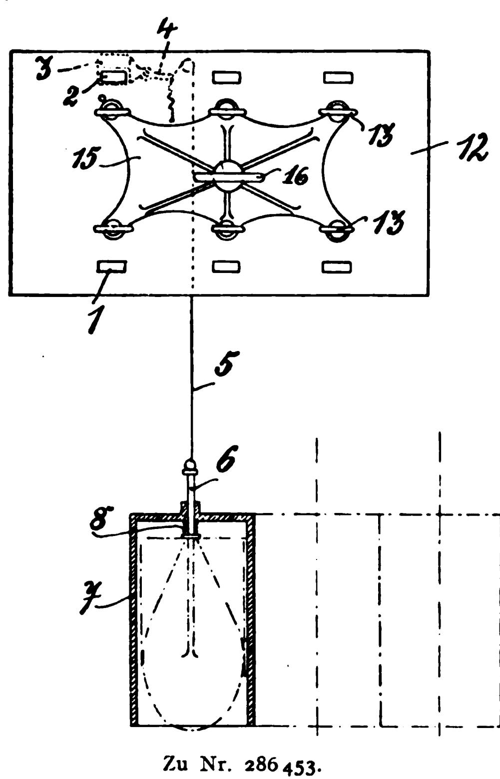
die Schotten möglichst unbewegliche und steife Wände bilden. Bei starren Schiffen wird der Zweck in genügendem Maße durch starre Teile und Verspannungen, sowie durch die große Zahl der Schotten erreicht. Vorliegende Erfindung erreicht denselben Zweck bei Prallschiffen dadurch, daß eine ebene Wand *a* aus Stoff quer durch den Ballon *b* gespannt ist und an einer großen Zahl von Punkten, die gleichmäßig über die Wand verteilt sind, nach einer oder nach beiden Seiten durch Leinen *c* festgehalten ist, welche schräg an dem Umfang des Ballons laufen. Um möglichst viele Leinen

von gleicher Länge zu erhalten, endigen sie an der Außenhülle in Ringen, die senkrecht um den Ballon liegen. Hat eine Seite des Schottes Überdruck, z. B. wenn sich das Luftschiff schräg stellt, so wird das Schott sich zwischen den einzelnen Haltepunkten durchwölben, jedoch nur in geringem Maße. Die einzelnen Haltepunkte auf der Querwand müssen so dicht aneinander liegen, daß die Volumenverminderung der oberen Abteilung nur klein ist und durch eine ganz geringe Dehnung der Hülle ausgeglichen werden kann, so daß eine unzulässige Beanspruchung der Hülle nicht eintritt.

286453. Schaltbrett für Bombenwurfeinrichtungen auf Flugzeugen. Hermann M. Fremery in Berlin-Johannisthal. — Bei Bombenwurfeinrichtungen besteht bekanntlich die Gefahr, daß sich eine Bombe die zum Fallen gebracht werden soll, in dem Bombengehäuse festklemmt und sich erst bei dem durch das Landen des Flugzeugs auftretenden mehr oder minder starken Stoß auslöst, zu Boden geschleudert und dadurch zur Explosion gebracht wird.

Um diesen Nachteil und die damit verbundene Gefahr zu vermeiden, werden an dem Schaltbrett den einzelnen Bomben zugeordnete Schauöffnungen mit Anzeigeklappen vorgesehen, welch letztere durch der Anfangsbewegung der ausgelösten Bomben unter Federdruck folgende, an dem Bombengehäuse angeordnete Schiebeglieder zwangläufig gesteuert werden.

Diese Anzeigevorrichtung ermöglicht es daher dem mit dem Abwurf der Bomben betrauten Flugzeugbegleiter, die beginnende Austrittsbewegung der Bomben mit Sicherheit zu überwachen und bei entsprechend langer Ausbildung der Schiebeglieder auch den vollständigen Austritt der Bomben aus dem Gehäuse festzustellen.

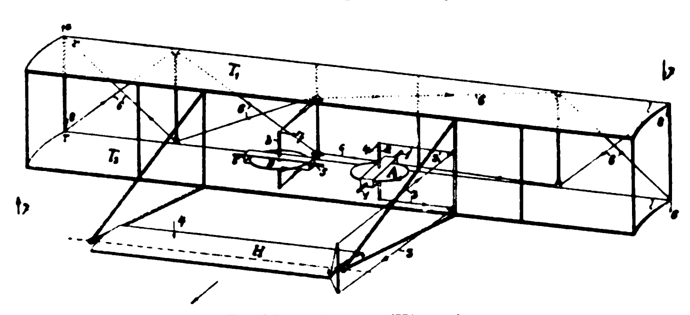


Zu Nr. 286453.

Auf der die Auslösevorrichtung der einzelnen Bomben tragenden Schalttafel ist eine der Anzahl der Bomben entsprechende Zahl von Ausschnitten 1 vorgesehen, hinter denen in verschieden gefärbte Felder 2, 3 geteilte Anzeigeklappen 4 beweglich sind, die mittels Zugschnur 5 mit einem Bolzen 6 verbunden sind, der in der Decke des Bombengehäuses 7 verschiebbar ist und unter dem Einfluß einer Feder 8 steht. Der Bolzen 6 wird durch die in dem Gehäuse befindliche Bombe unter Zusammendrückung der Feder 8 in der Hochstellung gehalten, so daß nach Auslösung der Bombe deren Anfangsbewegung unter gleichzeitigem Vorrücken des Bolzens 6 beschleunigt wird und durch den Bolzen 6 bzw. die Schnur 5 die der ausgelösten Bombe entsprechende Anzeigeklappe bewegt wird, so daß die vor der Schauöffnung sichtbar gewesene Farbe der Klappe wechselt.

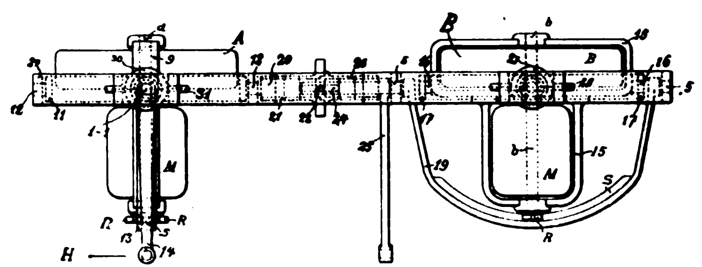
Durch entsprechende Verlängerung des Bolzens 6 kann die Einrichtung auch so getroffen werden, daß die Anzeigevorrichtung erst nach vollständigem Austritt der Bomben aus dem Gehäuse in Tätigkeit tritt.

286217. Selbsttätiger Kreiselstabilisator für Flugzeuge. Edmund Sparmann in Wien. — In ein Flugzeug mit den Tragflächen T^1, T^2, dem Höhensteuer H und beispielsweise verwindbaren Flügeln sind zwei Kreisel A, B eingebaut (Fig. 1), deren senkrechte Drehachsen a bzw. b um die wagerechte Welle *1-1* bzw. *5-5* schwingen können, wobei die Welle *1-1* des zur Regelung von Störungen der Längsstabilität bestimmten Kreisels in der Flugrichtung gelagert ist, während die Schwingachse *5-5* des zur Regelung der Seitenstabilität dienenden Kreisels B senkrecht zur Flugrichtung verläuft. Die Steuerung geschieht in der Weise, daß der Führer durch Verstellen des Hebels das Flugzeug gegen die Rotationsebene des Kreisels zu verstellen sucht und dabei einen Druck auf den Kreisel ausübt, der darauf eine Präzessionsbewegung ausführt. Durch geeignete Verbindung des Kreisellagerrahmens mit den Steuerflächen wird nun durch deren Verstellen infolge der Präzessionsbewegung des Kreisels die vom Führer durch den Hebeldruck angestrebte Lagenänderung des Flugzeuges vollendet.



Zu Nr. 286217 (Fig. 1).

Wird dagegen das Flugzeug durch eine Bö aus seiner Lage gebracht, so sucht es den Kreisel mitzunehmen. Die Richtung dieser Bewegung und damit auch der auf den Kreisel wirkenden Kraft ist dabei gerade entgegengesetzt derjenigen, welche entsteht, wenn das Flugzeug durch Steuerung in diese Lage gebracht werden sollte. Mithin erfolgt die Präzessionsbewegung des Kreisels und die Verstellung der Steuer so, daß die durch die Bö verursachte Lagenänderung durch eine vom Kreisel bewirkte Steuerstellung wieder ausgeglichen wird.



Zu Nr. 286217 (Fig. 2).

Das Trägheitsmoment der Kreisel muß verhältnismäßig groß sein, weil ihre Präzessionsbewegung die Steuer verstellen soll; derartige Kreisel haben auch eine große Gyralkraft, mithin den Vorzug, daß dieselben durch diese eine wesentliche Dämpfung der Schwingungen des Fahrzeuges ausüben. Die Kreisel wirken direkt ohne Hilfsmotor auf die Steuerflächen ein, so daß man gegenüber der Steuerung mit Hilfsmotor das Gewicht des letzteren erspart, wodurch die durch größere Kreisel erzeugte Mehrbelastung ausgeglichen wird. Ferner wird auch die Stärke und Geschwindigkeit der regelnden Wirkung von der Störungskraft abhängig, auch tritt die Regelung sofort in Wirkung, während bei Verwendung eines Hilfsmotors erst eine Schaltvorrichtung verstellt werden muß und ein Zeitraum für das Angehen des Motors erforderlich ist. Ein weiterer Vorteil der unmittelbaren Übertragung liegt in der Unabhängigkeit der Stabilisierung von dem Arbeiten des Antriebsmotors bzw. Hilfsmotors.

Jeder der Kreisel wirkt durch Drahtzüge *3* bzw. 6 oder Gestänge unmittelbar auf die Stabilisierungsflächen, also im dargestellten Beispiel auf das Höhensteuer H und die verwindbaren Tragflächenenden l, r. Es wird also bei Einwirkung einer Störungskraft (Windstoß, Bewegung der Insassen usw.), welche das Fahrzeug im Sinne des Pfeiles *4* zu neigen bestrebt ist, der Kreisel A durch seine Präzessionsbewegung in der Richtung der in den Drahtzügen eingezeichneten Pfeile um die Achse *l-l* verschwenkt und bewegt die Drahtzüge derart, daß das Steuer H durch Vergrößerung des Einfallwinkels die Längsstabilitätsstörung ausgleicht.

In gleicher Weise beeinflußt der Kreisel B die Drahtzüge *6* in der Richtung der eingezeichneten Pfeile, wenn eine Kraft bestrebt ist, das Flugzeug in der Richtung des Pfeiles *7* zu drehen

Bei der Anordnung von Einzelkreiseln, die durch ihre Präzessionsbewegung stabilisieren, ist es nun erforderlich, daß in dem Flugzeug stets ein Kreisel für die Längsstabilisierung und einer für die Querstabilisierung eingebaut wird, denn wenn man beispielsweise nur für die Erhaltung der Querstabilität einen Kreisel einbaut, so würde dieser auch bei Verdrehung der Fahrzeuglängsachse nach aufwärts oder abwärts, also zur unzweckmäßigen Zeit auf die Querstabilisierungsflächen einwirken, weil bei einer solchen Verlegung der Fahrzeuglängsachse der Abstand zwischen der hierbei im Raum unverrückt bleibenden Kreiselachse *b* und einem Punkt des Fahrzeuges, an welchem die Drahtzüge geführt sind, sich vergrößert oder verkürzt, was eine Verschiebung der Drahtzüge, also eine Verstellung der Querstabilisierungsmittel, zur Folge hätte. Ebenso würde umgekehrt die zur Erhaltung der Längsstabilität dienende Kreiseleinrichtung bei willkürlicher Verdrehung der Fahrzeugquerachse (z. B. in Kurven) eine unerwünschte Tätigkeit aufweisen. Um diese unerwünschten Verstellungen auszuschalten, wird der zum Anschluß der Kreisel an die Drahtzüge dienende Hebel gleichzeitig mit der willkürlichen oder auch unwillkürlichen Steuerung so verstellt, daß die Steuer in ihrer mittleren Lage verbleiben, trotzdem sich die Stellung der Kreisel gegenüber dem Flugzeug verändert hat.

Um nun eine Handsteuerung und die soeben erwähnte Verstellung des zu dem anderen Kreisel gehörenden Steuerhebels zu ermöglichen, ist der Stabilisator in folgender Weise gebaut. (Fig. 2.)

Jeder der beiden Kreisel *A* und *B* für die Längs- bzw. für die Querstabilisierung ist mit seiner senkrechten Achse *a* bzw. *b* in einem senkrechten Ring *9* bzw. *15* gelagert und wird beispielsweise mittels eines innerhalb des Ringes angeordneten Elektromotors *M* in rascher Umdrehung erhalten. Die senkrechten Ringe *9* bzw. *15* sind mit Zapfen *10* bzw. *16* in je einem wagerechten Ring *11* bzw. *17* drehbar gelagert, wobei die Zapfen *10* des Ringes *11* parallel zur Längsachse und die Zapfen *16* des Ringes *17* senkrecht zur Längsachse verlaufen. Jeder der wagerechten Rahmen oder Ringe *11*, *17* ist mit wagerechten Zapfen *12* bzw. *18* in dem gemeinsamen Lagerrahmen *24* gelagert, wobei diese Zapfen, soweit es sich um die selbsttätige Stabilisierung handelt, keine Drehung vollführen, jedoch willkürlich vom Führer aus zwecks Verschwenkung ihrer Horizontalringe gedreht werden können, wodurch eine Höhensteuerung oder eine Änderung der Seitenneigung erzielt wird. Will man nämlich die Höhenrichtung oder Seitenneigung willkürlich ändern, so würde dem die Gyralkraft des Kreisels *A* bei der Höhensteuerung und des Kreisels *B* bei Quersteuerung entgegenwirken. Man muß daher den Winkel zwischen Kreiselachse und Flugzeug entsprechend der gewollten Höhen- bzw. Schrägsteuerung ändern können, was dadurch geschieht, daß sich das Flugzeug um den im Raum durch seine Gyralkraft festgehaltenen Kreisel dreht, wobei gleichzeitig wegen der Trägheit des Fahrzeuges der Kreisel eine Präzessionsbewegung vollführt, welche die Steuerflächen o. dgl. derart verstellt, daß sie in demselben Sinne den Flugapparat zu drehen trachten.

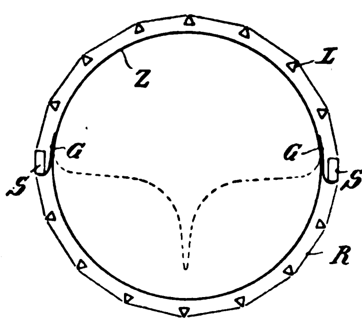
Zur Übertragung der um die Zapfen *10* bzw. *16* stattfindenden Präzessionsbewegung der Kreisel *A* bzw. *B* auf die Übertragungsmittel (z. B. Drahtzug *3* bzw. *6*) wird der Ausschlag des Ringes *9* bzw. *15* mittels an demselben angeordneter Rollen *R* auf eine Schiene *S* des Bügels *13* bzw. *19* übertragen. Der Krümmungsmittelpunkt dieser Schiene liegt im Schnittpunkt der Kreiselachse mit der durch die zugehörigen Zapfen *12* bzw. *18* gelegten Ebene, so daß die Rollen *R* längs der Schienen gleiten können. Die Bügel *13* bzw. *19* sind mit Achsen *1* bzw. *5* in dem Rahmen *24* gelagert, auf denen die Hebel *14* bzw. *25* sitzen, welche die Drahtzüge oder das Gestänge, das Höhensteuer bzw. die Querstabilisierungsmittel verstellen. Diese Hebel sind jedoch nicht fest auf diesen Achsen angebracht, sondern sind durch besondere Teile unter Verwendung je eines Vierkants und eines steilgängigen Schraubengewindes mit diesen Achsen gekuppelt, um bei einer Handsteuerung die schädliche Verstellung des in der anderen Richtung stabilisierenden Kreisels auszuschalten. Es findet also eine Schwenkung des Hebels *14* um seine Achse *1* statt, wenn der Kreisel *B* um die Zapfen *18* geschwenkt wird, und der Hebel *25* wird um seine Achse *5* geschwenkt, wenn der Lenker eine Änderung der Höhensteuerung durch Drehung des Zapfens *12* des Kreisels *A* bewirken will.

Um nun z. B. eine Höhensteuerung herbeizuführen, wird vom Höhensteuerhebel (Höhensteuerrad o. dgl.) die Mutter *21*, welche mit ihren Zapfen *22* in Schlitzen *23* des Rahmens *24* geführt ist, achsial verschoben; hierdurch findet eine Drehung der zu einer steilgängigen Schraube *20* ausgebildeten Achse *12* statt, was einerseits eine Verstellung des Winkels (Anstellwinkels) zwischen Kreiseldrehachse und Flugzeug und anderseits eine Präzessionsbewegung der Kreiselachse *a* auslöst, die das Höhensteuer verstellt. Die Schraube *20* ist so steilgängig, daß sie gegen eine Drehung der Achse *12* vom Ring *11* aus selbstsperrend wirkt, d. h. bei Einwirkung einer Drehungskraft am Schraubenbolzen *12* ist die achsial wirkende Komponente kleiner als die Reibung und daher nicht imstande, die Schraubenmutter zu verschieben.

Da sich bei dieser Höhensteuerung die Flugmaschine auch um das Gyroskop *B* dreht, würde sich die relative Lage des Hebels *25* zu den Steuerorganen *l*, *r* ändern, was eine unerwünschte Verstellung der Schräglagensteuerung und mithin eine unbeabsichtigte seitliche Neigung des Fahrzeuges hervorrufen würde. Um dieses zu verhindern, wird gleichzeitig der Hebel *25* o. dgl. mittels eines selbstsperrenden Schraubentriebes nicht nur vom Stabilisator *B*, sondern auch von der willkürlichen Steuerung beeinflußbar ausgebildet. Gemäß der gezeichneten Ausführungsform ist der Hebel *25* auf der Achse *5* zwar drehbar, aber unverschiebbar gelagert, besitzt auf der Außenseite seiner Nabe ein steiles Schraubengewinde und kann von der längs eines vierkantigen Teiles der Achse *5* gerade geführten Schraubenmutter *26* verschwenkt werden, und da diese Verschwenkung gleichzeitig mit der Drehung der Achse *12* stattfinden soll, ist es zweckmäßig, die Muttern *21* und *26* miteinander achsial zu verbinden, wobei allerdings der Mutter *26* die unabhängige Drehbewegung gewahrt werden muß, damit sich bei der selbsttätigen Seitenstabilisierung ihr Hebel *25* verdrehen kann.

Entsprechend ist eine Einrichtung zur Änderung der seitlichen Neigung, wie sie in Kurven erforderlich ist und die der Stabilisator sonst verhindern würde. Hierzu wird die Welle *18* verdreht, und zwar mittels einer Verschiebung der auf dem gleichfalls steilgängigen Schraubenzapfen verschiebbaren Mutter *27*, welche durch in Schlitzen des Rahmens geführte Zapfen *28* an einer Drehung gehindert ist. Auch hier muß der relativen Lagenänderung zwischen dem Hebel *14* und dem Fahrzeug Rechnung getragen werden, die bei willkürlicher Änderung der Seitenneigung eintreten würde, und es sind daher gleichfalls Einrichtungen getroffen, durch welche eine Verschwenkung des Hebels *14* unabhängig von Achse *1* und Kreisel *A* herbeigeführt werden kann. Zu diesem Zweck sitzt der Hebel *14* lose drehbar aber achsial unverrückbar auf dem runden Teil der Welle *1*, während der kantige Teil dieser Welle der Mutter *29* zur Führung dient, die überdies durch die Zapfen *31* in Schlitzen des Rahmens *24* geführt wird; da diese Welle sich jedoch auch bei automatischer Höhensteuerwirkung des Kreisels *A* drehen muß, um ihre Drehbewegung auf den Hebel *14* zu übertragen, sind die Führungszapfen *31* an einem in einer Ringnut der Muffe angreifenden Ring *30* angeordnet.

285374. Starres Luftschiff. Siemens-Schuckert-Werke G. m. b. H. in Siemensstadt b. Berlin. — Bei Luftschiffen starrer Bauart wird der Auftrieb der Einzelzellen durch die über der Mittelebene liegende Oberfläche der Einzelzellen auf die oberen Längsträger der Gerüstkonstruktion übertragen. Demgemäß werden diese Träger, die bereits auf Knickung beansprucht werden, besonders kräftig ausgeführt werden müssen. Beim vorliegenden Luftschiff werden die Einzelzellen des Luftschiffes mit Hilfe geeigneter Gurte an den Seitenträgern des Gerüstes, und zwar zweckmäßig ein wenig unterhalb der Mittelebene des Luftschiffes, befestigt, so daß der Auftrieb nicht mehr auf die oberen Träger, sondern auf jene seitlichen Träger übertragen wird. Dadurch werden diese, da sie in der neutralen Schicht des Gerüstquerschnittes liegen und dadurch verhältnismäßig gering beansprucht sind, besser ausgenutzt; anderseits läßt sich auch durch Vereinigung zweier übereinanderliegender

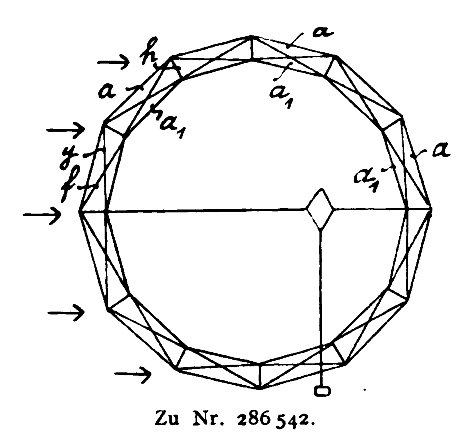


Zu Nr. 285374.

Seitenträger durch ein leichtes Gitterwerk unter Berücksichtigung der Beanspruchungen in der Vertikallängsebene ein besonders widerstandsfähiger Träger erzielen. Die obere Hälfte der Einzelzellen muß ein wenig stärker sein, als sie bei der bisherigen Ausführung war. Bei der bisherigen Ausführung benötigte man jedoch ein Ramieschutznetz, um den Zwischenraum zwischen Innenhüllen und Außenhüllen sicher zu erhalten. Das Mehrgewicht der Hüllen wird durch den Wegfall des Ramienetzes fast vollkommen ausgeglichen. Das Gerüst des Luftschiffes besteht aus einer Anzahl von Längsträgern *L* und *S*, die durch starre Querringe *R* miteinander verbunden sind. Zwischen den Längsträgern und den Ringen befinden sich die Einzelzellen *Z*. Auf jeder Seite der Gaszelle *Z* in der Nähe der größten Breite in der Erzeugenden des Zylinders ist ein Gurt *G* an der Hülle befestigt und mit diesem Gurt die Zelle an den

Längsträgern *S* festgebunden. Es empfiehlt sich, die Befestigung der Zelle so tief zu legen, daß der untere Teil der Gaszelle nicht größer ist als der obere, damit beim Entleeren ein vollkommenes Ineinanderlegen der Hüllenhälften möglich ist. Bei halbgefüllter Zelle nimmt der untere Teil der Hülle die durch die gestrichelte Linie angedeutete Lage ein.

286542. Raumfachwerk für Luftschiffe. Wilhelm Lübbecke in Stuttgart. — Bei den in der deutschen Patentschrift 263230 beschriebenen, mit Sprenge- und Hängewerken armierten Raumfachwerken wird eine Verstärkung dadurch erreicht, daß man die Spitzen der Sprenge- und Hängewerke durch Vierecksstäbe und Diagonalketten miteinander verbindet. Man erhält dann schalenförmige Raumfachwerke, deren äußere Gurtung die Vierecksstäbe (a des Patentes 263230), deren innere Gurtung die neuen unteren Vierecksstäbe a_1 sind, und deren Diagonalen die bisherigen Druck- und Zugstreben f und y der Sprenge- und Hängewerke, und deren Vertikalen die bisherigen Gelenkbolzen h sind (vgl. die Zeichnung). Durch diese Verstärkung wird das Gewicht nur unwesentlich erhöht; denn die äußeren Vierecksstäbe und die Diago-



Zu Nr. 286542.

nalen dieser schalenförmigen Raumfachwerke können jetzt leichter werden als früher die Vierecksstäbe und Zug- und Druckstreben allein, was das Mehrgewicht durch die neuen unteren Vierecksstäbe wieder ausgleicht. Die Anordnung hat den Vorteil z. B., daß bei Ballons mit doppelten Ballonhüllen die äußere Hülle an den äußeren, die innere Hülle an den inneren Vierecksstäben konstruktiv bequem befestigt werden kann und außerdem das doppelte Netzwerk eine erhöhte Sicherheit bietet. Man kann dies schalenförmige Raumfachwerk ebenso wie die Raumfachwerke des Patentes 263230 aus Einheitsmaterial herstellen.

Bücher-Besprechungen.

Bei der Redaktion eingegangene Bücher und Broschüren:

Handbuch der Gastechnik. Band VIII: Das Gas als Wärmequelle und Triebkraft. Bearbeitet von F. Schäfer, P. Spaleck, A. Albrecht, Joh. Körting, A. Sander. Verlag R. Oldenbourg in München und Berlin. Großoktav, 250 S. mit 279 Textabbildungen. Preis: Geh. M. 14.—, geb. M. 15.—.

Inhalt. I. Schäfer, Das Gas als Wärmequelle. II. Spaleck, Warmwasserversorgung und Raumheizung. III. Albrecht, Die Anwendung der Gasfeuerung zur Speisenbereitung und zum Waschen und Bügeln. IV. Schäfer, Das Gas als Heizmittel in Gewerbe und Industrie V. Körting, Gasmotoren. VI. Sander, Gasindustrie und Luftschiffahrt. — Wie die Inhaltsübersicht zeigt, wendet sich dieser Band nicht nur an die Verwaltungen, Ingenieure und Fabrikanten des Gasfaches, sondern auch an die Verbraucher des Gases, die sich seiner als Wärmequelle im Haushalt, im Gewerbe, als Triebkraft für Motoren und zur Luftschiffahrt bedienen. Dieses Kapitel macht das Buch für Luftschiffer besonders wertvoll.

Im Kampf gegen Rußland. Von Wilhelm Conrad Gomoll, Verlag F. A. Brockhaus Leipzig 1916. Großoktav, 180 Seiten mit 42 Bildern. Preis: geh. M. 1.—.

Deutschlands Eroberung der Luft. Von Ing. Willi Hackeberger, neunter Band der Montanus-Bücher von Walther Stein, mit einem Geleitwort von Helmuth Hirth. Verlag: Hermann Montanus, Siegen. Quart, 112 Seiten mit 315 Abbildungen, Preis: geheftet M. 2.—.

Die Abbildungen, sämtlich nach guten photographischen Aufnahmen, werden durch einen kurzen Text erläutert.

Gegen die englische Finanzvormacht. Sonderdruck aus der »Frankfurter Zeitung«. 4. Auflage. Versandt durch den »Deutsch-Brasilianischen Handelsverband, E. V, Berlin W 8. Oktav, 68 S.

„Nach Osten!“ von Sven Hedin. Verlag: F. A. Brockhaus-Leipzig, 1916. Kl. 8°, 182 S., Preis M. 1.—.

Taschenatlas der Kriegsschauplätze. 18 Teilkarten und 2 Übersichtskarten. Verlag: Kriegs-Verlag, A.-G. Berlin W 9, Potsdamer Platz 3. Kl. 8°, 31 S. Preis M. 0.10.

Der Krieg 1914/16 in Postkarten. Verlag: J. F. Lehmanns Verlag — München. Preis jeder Reihe (10 Karten): M. 1.—. Der Reinertrag ist zu Gunsten der Ostpreußenhilfe 1915 bestimmt. Die Ansichtskarten der Abteilungen »Das deutsche Heer« und »Flugwesen« sind ganz besonders interessant.

Geschäftliche Mitteilungen der Wissenschaftlichen Gesellschaft für Luftfahrt

Telegrammadresse: Flugwissen — Geschäftsstelle: Berlin-Charlottenburg 4, Dahlmannstraße 34 (am Bahnhof Charlottenburg) — Fernsprecher: Amt Steinplatz Nr. 6001.

1. Verspätet erhalten wir die Nachricht von dem Ableben des Geheimrats Professor Dr. E. Riecke, Göttingen, den unsere Gesellschaft seit ihrer Gründung zu den Ihrigen zählen durfte; wir werden dem verehrten Mitgliede ein ehrendes Gedenken stets bewahren.

2. Beförderungen und Auszeichnungen:

Unser Mitglied, der zurzeit im Felde stehende bekannte österreichische Fachschriftsteller Hermann Hörnes, dessen Auszeichnung wir erst kürzlich melden konnten, ist zum Oberst befördert worden.

Unserem Vorstandsmitglied und Obmann unseres Ausschusses für Aerologie, dem als Major dem großen Hauptquartier im Westen zugeteilten Geheimen Regierungsrat Professor Dr. Hergesell, Präsident des Deutschen Luftfahrer-Verbandes, sind in letzter Zeit folgende Auszeichnungen zu teil geworden: das Großkreuz des Bulgarischen Alexander-Ordens, das Ritterkreuz des Bayerischen Militär-Verdienst-Ordens mit Krone und Schwertern, das Ritterkreuz des Sächsischen Albrecht-Ordens mit Schwertern, das Ritterkreuz der Württembergischen Krone mit Schwertern.

Unserem Mitglied, dem Obersten Freiherrn von Oldershausen, Generalstabschef eines Reservekorps im Westen, dessen vielfache Auszeichnungen wir an der gleichen Stelle bereits melden konnten, wurde zum Geburtstag Seiner Majestät des Kaisers der Hohenzollernsche Hausorden mit Schwertern verliehen.

Unser Mitglied, der Generaldirektor der Farbenfabriken vorm. Bayer & Co., Leverkusen, Geheimer Regierungsrat Professor Dr. Ing. et med. Karl Duisberg wurde mit dem Eisernen Kreuze ausgezeichnet.

3. Neuaufnahmen:

Gemäß § 5 unserer Satzungen sind als ordentliche Mitglieder für das laufende Geschäftsjahr aufgenommen:

Dipl. Ing. W. Mumm, zurzeit bei einer Fliegerabteilung im Felde,

Dipl. Ing. Max Munk, Assistent an der Universität Göttingen, Friedländerweg 7.

Die Geschäftsstelle.

INHALT:

Schriftleitung: Ansbert Vorreiter, Ingenieur, Berlin-Steglitz. — Druck von R. Oldenbourg in München.



Zeitschrift für Flugtechnik und Motorluftschiffahrt

Organ der Wissenschaftlichen Gesellschaft für Luftfahrt

HERAUSGEBER UND SCHRIFTLEITER:
Ingenieur ANSBERT VORREITER
BERLIN-STEGLITZ, Sedanstraße 40/II.

LEITER DES WISSENSCHAFTLICHEN TEILS:
Dr. L. PRANDTL, Professor an der Universität Göttingen
und
Dr.-Ing. F. BENDEMANN, Professor, Direktor der Versuchsanstalt für Luftfahrt, Berlin-Adlershof

VERLAG VON R. OLDENBOURG IN MÜNCHEN UND BERLIN

Jahrgang VII. | 25. März 1916. | Heft 5 u. 6.

Zeitschrift
für
Flugtechnik und Motorluftschiffahrt
Organ der Wissenschaftlichen Gesellschaft für Luftfahrt

HERAUSGEBER UND SCHRIFTLEITER:
Ingenieur ANSBERT VORREITER
BERLIN-STEGLITZ, Sedanstraße 40/II.

LEITER DES WISSENSCHAFTLICHEN TEILS:
Dr. L. PRANDTL, Professor an der Universität Göttingen, und Dr.-Ing. F. BENDEMANN, Professor, Direktor der Versuchsanstalt für Luftfahrt, Berlin-Adlershof

VERLAG VON R. OLDENBOURG IN MÜNCHEN UND BERLIN

Jahrgang VII. | 25. März 1916. | Heft 5 und 6.

Die Zeitschrift erscheint am mittleren und letzten Sonnabend des Monats und kostet bei Bezug durch den Buchhandel, die Postämter oder die Verlagsanstalt innerhalb Deutschland und Österreich-Ungarn pro anno M. 12.—, pro Semester M. 6.—, im Ausland M. 15.— bei direktem Bezug durch den Verlag.
ANZEIGEN werden von der Verlagsbuchhandlung zum Preise von 15 Pf. für jeden mm Höhe bei 45 mm Spaltenbreite angenommen. Bei 6-, 9-, 12-, 18- und 24maliger Wiederholung wird ein steigender Rabatt gewährt — BEILAGEN, von denen zuvor ein Probe-Exemplar einzusenden ist, werden nach Vereinbarung beigefügt.
STELLENGESUCHE werden für Mitglieder der Wissenschaftlichen Gesellschaft für Flugtechnik mit 15 Pfg. für die Zeile berechnet.
Alle Zuschriften, welche die **Expedition** oder den Anzeigenteil des Blattes betreffen, sind zu adressieren: Verlagsbuchhandlung R. Oldenbourg, München.
Zuschriften für die **Schriftleitung**: Ing. Ansbert Vorreiter, Berlin-Steglitz, Sedanstr. 40/II. Fernsprechamt Steglitz 1779, Telegr.-Adresse: »Vorreiter Berlin-Steglitz«.

INHALT:

Berichte der Deutschen Versuchsanstalt für Luftfahrt.

10. Flügelfestigkeitsprüfungen.[1])

Von **Wilhelm Hoff.**

A. Verfahren bei Flügelfestigkeitsprüfungen.

1. Einleitung.

Eine Reihe von Unglücksfällen führte dazu, daß eine maßgebende Stelle umfangreiche Versuche über die Festigkeit des Flugzeugverbandes vorgenommen und auf Grund der gewonnenen Ergebnisse Bauvorschriften erlassen hat, welche dem Flugzeugbau größte Sorgfalt in Ausführung und Berechnung zur Pflicht machen. Die Bausicherheit für Flugzeuge ist dadurch in den Vordergrund des Interesses gerückt.

Das Bedürfnis, Flugzeuge auf Festigkeit prüfen und die Ergebnisse der Versuche in nutzbringender Weise verarbeiten zu können, ist fühlbar geworden.

Die Versuchsanstalt hat diesen Wunsch der Industrie erkannt und Einrichtungen durchgearbeitet, welche für diesen Zweck geeignet sind.

Festigkeitsuntersuchungen am Flugzeug können so zahlreich sein, wie die Vielseitigkeit der Beanspruchungen, denen das Flugzeug am Boden, in der Luft und beim Transport ausgesetzt ist. Von vorherrschender Wichtigkeit sind solche Untersuchungen, welche Teile betreffen, die zur Erhaltung des Fluges dienen, und unter diesen die Prüfungen der Flügel und ihres Verbandes am Rumpf.

[1]) Dieser Bericht lag ausgearbeitet zwei Monate vor Kriegsbeginn vor. Seine Veröffentlichung wurde zurückgehalten. Die neueren Erfahrungen sind in demselben nicht aufgenommen.

Die Prüfungen an Flugzeugflügeln unterscheiden sich von den an anderen Einrichtungen, die einer Kontrolle auf Bruchsicherheit bedürfen (Brücken, Gewölbe, Dampfkessel), vorgenommenen Festigkeitsuntersuchungen dadurch, daß sie bis zum Bruche eines Konstruktionsteiles durchgeführt werden.

Dies geschieht, da viele Konstruktionseinzelheiten des Flugzeuges noch nicht genügend durchgebildet sind und deshalb nicht im Einklang mit dem ganzen Aufbau stehen. Ist diese Entwicklungsstufe überwunden, so wird man aus der Bruchprüfung einzelner Teile und aus dem Verhalten eines Flügels unter mäßiger Belastung auf sein richtiges Gefüge, seine Schwächen und die Richtigkeit der Berechnung schließen können. Die Kosten des bisher vernichteten Materials werden gespart. Auch verspricht die Belastungsprüfung ein tieferes Eindringen in die Zusammenhänge der Flügelfestigkeit, als die jetzt verwandte Bruchprobe.

Die Schilderung der Grundsätze des bei Flügelfestigkeitsprüfungen benutzten Verfahrens und seiner Anwendung an der Hand eines Beispieles ist der Inhalt dieses Berichtes.

2. Literatur.

Reißner hat in seinem Vortrag »Beanspruchung und Sicherheit von Flugzeugen«[1]) die auftretenden Fragen eingehend gewürdigt. Insbesondere hat er die Verteilung der Luftkräfte auf Rippen und Holme eines Flugzeugflügels und ihre Veränderlichkeit bei verschiedenen Anstellwinkeln einer Betrachtung unterzogen, so daß die von ihm aufgestellten Grundsätze bei den Flügelfestigkeitsprüfungen der Deutschen Versuchsanstalt[2]) als Richtlinien benutzt werden konnten.

[1]) Jahrbuch der Wissenschaftlichen Gesellschaft für Flugtechnik, I. Band, 1913, Verlag Julius Springer, Berlin, S. 85 bis 107.
[2]) Jahrbuch der Deutschen Versuchsanstalt für Luftfahrt, I. Band, 1912—13, Verlag Georg Stilke, Berlin, S. 25 bis 29.



3. Nachahmung der Luftkräfte durch Aufschüttung eines Sandberges auf den umgekehrten Flügel.

Bei Flügelprüfungen tritt an Stelle der auf die Flugzeugflügel wirkenden Luft vorteilhaft fein gesiebter und trockener Sand, welcher entsprechend der Größe und Verteilung der angreifenden Kräfte auf den umgewendeten Flügel aufgebracht wird. Durch die Formgebung des aufgeschütteten Sandberges können dabei die Luftkräfte ihrer Größe nach, durch die Einstellung der Flügelsehne zur wagerechten ihrer Richtung nach dargestellt werden.

4. Doppel- und einseitige Flügelfestigkeitsprüfung.

Die Festigkeit von Flugzeugflügeln kann entweder am ganzen Flugzeug oder getrennt von diesem geprüft werden. Ersteres geschieht mit dem vollständigen Flugzeug, das an den Angriffspunkten der Hauptgewichte durch starke Balken und Bohlen unterstützt wird. Das zweite Verfahren wird in der Weise vorgenommen, daß ein einzelner Flügel seiner Befestigung am Flugzeugrumpf entsprechend an einem Prüfungsgerüst, wie ein solches sich in der Prüfungshalle der Deutschen Versuchsanstalt befindet, angebracht wird.

Für die doppelseitige Prüfung spricht der Umstand, daß die Wahrscheinlichkeit, Schäden aufzudecken, zweifach ist, und daß das Flugzeug so belassen werden kann, wie es ausgeführt ist.

Für die einseitige Flügelprüfung läßt sich anführen, daß sie billiger als die doppelseitige ist, und daß sie die Möglichkeit bietet, bei Opferung eines Flügelpaares Lehren aus der vorhergegangenen auf die folgende Prüfung anzuwenden.

Dem Einwand, daß die Befestigung des Flügels am Belastungsgerüst vorteilhafter sei als die am Flugzeugrumpf, kann entgegengehalten werden, daß diese Befestigungsstellen ohne große Schwierigkeit richtig bemessen werden können, daß also ihrer Prüfung eine so große Bedeutung nicht zukommt. Wie später an einem Beispiel gezeigt wird, lassen sich die unteren Spanntürme der Eindecker mit einigen Kunstgriffen einseitig ausbilden, sodaß Beanspruchungen auftreten, welche getreu der doppelseitigen Ausführung entsprechen.

5. Entwurf der Sandschüttungskarte.

Vor jeder Flügelprüfung ist es notwendig, daß die auf die Flügel wirkenden Luftkräfte abgeschätzt werden. Sind sie, was meistens der Fall ist, nicht klar zu erkennen, so ist es angebracht, zur Bewertung der Bausicherheit verschärfte Bedingungen als Grundlage zu wählen gegenüber denen, die für den Flug vorausgesetzt werden können. Nach diesen Überlegungen wird die Gestalt des aufzubringenden Sandberges festgelegt und wie auf einer Landkarte durch Höhenschichtlinien zur Darstellung gebracht.

6. Einteilung und Gestaltung des Sandberges.

Für die treue Wiedergabe der Luftkräfte ist es von Wichtigkeit, daß der Sandberg die vorgeschriebene Gestalt tatsächlich erhält. Der seitlichen Ausdehnung nach wird dies verhältnismäßig leicht erreicht. Die Flügeloberfläche wird hierzu in Felder, der einfachen Wägung halber gleichen Gewichtes, geteilt. Nach der Tiefe das Sandbergprofil einzuhalten, ist weniger leicht; eine weitere Unterteilung in Längsfelder ist versuchstechnisch unpraktisch, weil die Sandwägung verwickelt und langwierig wird.

Streichschablonen sind ungeeignet, da sie stets leicht auf den Sand aufgedrückt werden müssen, dabei den Flügel unnötig belasten und an den Knotenpunkten sich nicht vorbeiführen lassen.

Schüttkästen von einer der Flügeltiefe gleichen Länge, einem dem Längsprofil des Sandbergs entsprechenden Grundriß und mit den seitlichen Feldgewichten übereinstimmendem Inhalt sind schwierig zu handhaben und verlängern die Prüfungszeit erheblich.

Zweckmäßiger ist es, an den zur seitlichen Feldeinteilung lose auf den Flügel aufgesetzten Pappwänden den Querschnitt des Sandberges von Stufe zu Stufe anzureißen und sich danach bei der Aufschüttung des Sandes zu richten. Dies geht jedoch nur zu Beginn des Versuches, wenn die Belastungsstufen noch groß sind. Müssen gegen Schluß des Versuches die Stufen unterteilt werden, so wird es in den seltensten Fällen möglich gewesen sein, den Anfang der Unterteilung vorauszubestimmen, so daß dann, wenn es auf genaue Einhaltung der Schichtung am meisten ankommt, die gezeichneten Konturen des Berges fehlen werden.[1])

7. Aufzeichnung der Gestaltsveränderung der Flügel.

Mit wachsender Last treten Gestaltsveränderungen der Flügel auf, welche durch nachgiebige Schreibstifte auf lotrecht gestellte Ebenen aufgeschrieben werden.

Diese Vorrichtungen haben die Aufgabe, die absoluten Werte der Gestaltsveränderung festzuhalten.

Eine Reihe photographischer Aufnahmen von unveränderter Stelle aus legt die Durchbiegungen des Flügels im Vergleich zu seinen Abmessungen fest. Verfolgt man Bild auf Bild, so erhält man sozusagen eine kinematographische Vorführung der Belastungsprüfung. Die Hauptkonturen des Flügels, aus den verschiedenen Bildern in ein gemeinschaftliches übertragen, geben eine zusammenfassende Darstellung der Durchbiegungen im Verhältnis zum ganzen Flügel.

8. Unterbau zum Auffangen des gebrochenen Flügels und Ausbesserung beschädigter Teile während des Verlaufs der Prüfung.

Sofort nach Eintritt des Bruches eines Teiles muß der Flügel unterstützt werden, damit die Bruchursache genau festgestellt werden kann, ohne daß im Anschluß an dem ersten Bruch weitere Teile leiden. Die Auffangevorrichtungen hierzu werden vor Beginn des Versuches vorbereitet und ermöglichen, fall nicht ein wesentlicher Bestandteil des Flügels gebrochen ist, den Schaden auszubessern und die Belastung weiterzuführen. Der Versuchsanstalt ist es auf diese Weise gelungen, bis zu fünf schwache Stellen aufzudecken, nach deren Beseitigung die eigentliche Festigkeit des Flügels beträchtlich in die Höhe gesetzt war. Das Mehrgewicht, das zu der Festigkeitserhöhung benötigt wurde, war durchweg gering. Bei einem Neubau konnte es gerne in Kauf genommen werden, da dafür andere Teile leichter gehalten werden durften.

9. Bestimmung der Bausicherheit der Flugzeugflügel.

Wie soll die Festigkeit eines Flügels beurteilt werden?

Mit Bausicherheit eines Körpers bezeichnet man allgemein das Vielfache der Höchstbeanspruchung des normalen Betriebes, welches der Bruchlast gleichkommt.

In entsprechender Weise ist im Flugzeugbau zu verfahren.

Die Bruchlast ist durch die Summe aus dem Flügelgewicht G_F und dem auf die Flügel aufgebrachten Sandgewicht Q gegeben, da das Flugzeug umgedreht wurde und das Flügelgewicht einen Zusatz zur Flügelbeanspruchung liefert.

Die Höchstbeanspruchung des Flügels ist unter der Voraussetzung, daß die Flügel im Fluge sich selbst tragen, durch die mit einem, den gewöhnlich auftretenden Mehrbeanspruchungen entsprechenden Koeffizienten ϱ multiplizierte Differenz aus Gesamtflugzeuggewicht G und Flügelgewicht G_F bestimmt.

Demnach ist die Bausicherheit gegeben durch die Beziehung

$$\mathfrak{S} = \frac{Q + G_F}{\varrho\,(G - G_F)}.$$

Es ist bekannt, daß in Kurven, beim Abfangen aus dem Gleitflug, bei Böen usw., d. h. durch Trägheitskräfte, Beanspruchungen auftreten, die von den Eigenschaften des Führers und den Unbilden des Wetters abhängen und über diejenigen im wagerechten und ungestörten Fluge hinausgehen. Ihr Höchstwert entzieht sich vorläufig noch einer sicheren Beurteilung.

[1]) Die Sandhöhe ist sehr gering. Eine spezifische Flächenbelastung von 30 kg/m² ergibt, gleichmäßige Sandverteilung vorausgesetzt, für 5fache Sandbelastung nur eine Sandhöhe von etwa 90 mm.

Eine gewöhnliche, durch einen Koeffizienten ϱ ausgedrückte Überbeanspruchung kann daher als Maß für die Beurteilung der Bausicherheit nicht eingeführt werden, weil die Festlegung des Wertes von ϱ, die von Größe und Verwendungszweck des Flugzeuges abhängig ist, besonderer Vereinbarung bedürfte. Es erscheint einfacher, den Koeffizienten $\varrho = 1$ zu setzen und damit die bekannte Beanspruchung im wagerechten und ungestörten Flug als Maß der Sicherheit zu wählen. Notwendigerweise ergibt sich daraus, daß eine größere Zahl $\mathfrak{S}$ gefordert werden muß, als der wirklichen Sicherheit entspricht.

B. Beispiel einer Flügelfestigkeitsprüfung.

Der Verlauf einer einseitigen Prüfung am Belastungsgerüst wird hierunter beschrieben. Alle wesentlichen Vorgänge lassen sich auf die doppelseitige Prüfung übertragen.

Auf Veranlassung des Kuratoriums der Nationalflugspende wurden die beiden Flügel eines Dr. Geest-Flugzeuges älterer Bauart, dessen gute aerodynamische Eigenschaften[1]) bekannt sind, hintereinander Festigkeitsuntersuchungen unterworfen und damit Grundlagen für die Neukonstruktion des Flugzeuges gewonnen, mit deren bautechnischer Aufsicht die Deutsche Versuchsanstalt ebenfalls von dem Kuratorium der Flugspende beauftragt war. Das Ergebnis der Studien aus den beiden ersten Prüfungen wurde mit einer Flügelseite der Neukonstruktion nachgeprüft, so daß eine Versuchsreihe von drei Flügeln entstand, aus welcher die Zweckmäßigkeit des Verfahrens, durch Belastungsprüfungen die bauliche Qualität des Flügels zu verbessern, hervorgeht.

1. Erster Versuchsflügel.

Der erste Versuchsflügel (Backbordflügel) wurde in seiner ursprünglichen Ausführung mit Brücke usw. am Prüfungsgerüst befestigt. Fig. 1 zeigt den Flügel am Prüfungsgerüst ohne Belastung. Die Pappwände zur Einteilung der Belastungsfelder, die Tafeln zur Registrierung der Durchfederungen, sowie der nachstellbare Unterbau sind zu erkennen.

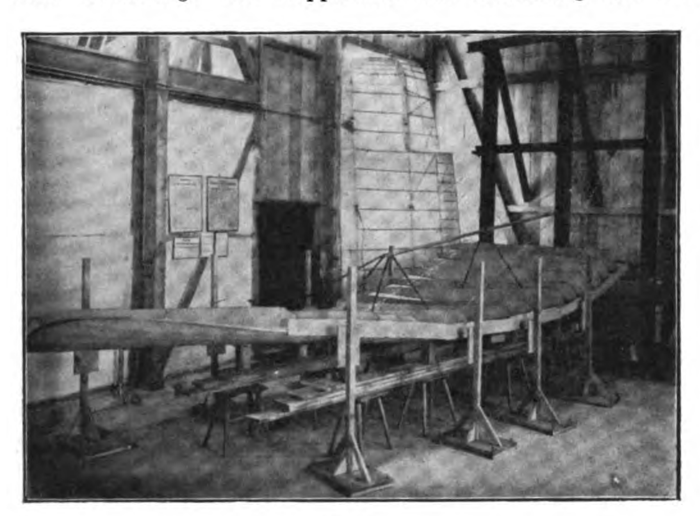


Fig. 1.
Erster Versuchsflügel vor der Belastung.

Bei einer das Flügelgewicht einschließenden Gesamtlast von 1344 kg knickte der Hinterholm ein (Fig. 2). Die Festigkeit dieses Flügels mußte, trotzdem der auf ihn früher entfallene Auftrieb nur etwa 400 kg betragen hatte, als nicht genügend bezeichnet werden. Der Flügel hätte eine etwa doppelt so hohe Belastung tragen müssen. Außer dem Hinterholm, der den Anforderungen nicht genügte, waren jedoch alle Teile dieses Flügels hinreichend fest ausgeführt.

2. Zweiter Versuchsflügel.

Nach dem Ergebnis des ersten Versuchsflügels wurde der Querschnitt des Holmes des zugehörigen alten Steuerbordflügels auf der Strecke zwischen Rumpf und innerem Kabelangriffspunkt verdoppelt, von dort ab bis zum Mastknotenpunkt nahm er stetig ab.

Alle Spannkabel wurden genau so, wie es bei der beabsichtigten Neukonstruktion in Aussicht genommen war, an einem Punkte zusammengeführt und die Brücke abgenommen. Die aus diesem Umbau sich ergebenden Verstärkungen und wagerechten Stützen zwischen Vorder- und Hinterholm wurden der Einfachheit wegen ohne absichtliche Gewichtsersparnis ausgeführt. Das Flügelgewicht erhöhte sich deshalb trotz Weglassens der Brücke und oberen Stoffbespannung auf etwa 65 kg, ein Gewicht, das für den leichten Eindecker reichlich hoch genannt werden mußte.

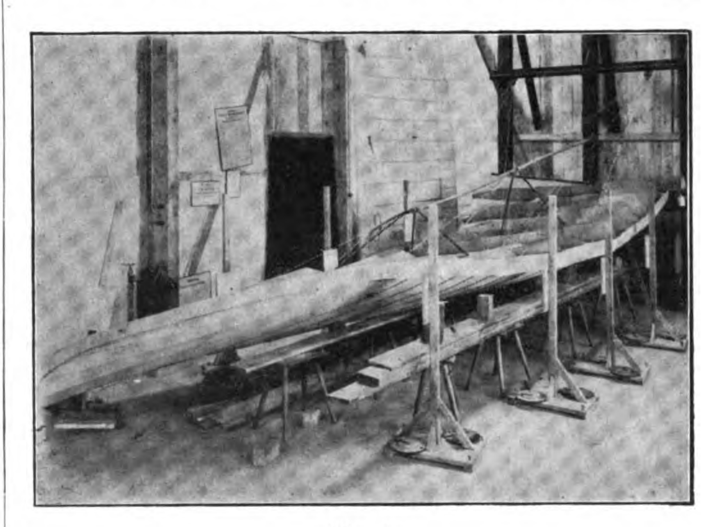


Fig. 2.
Erster Versuchsflügel am Ende der Belastung.

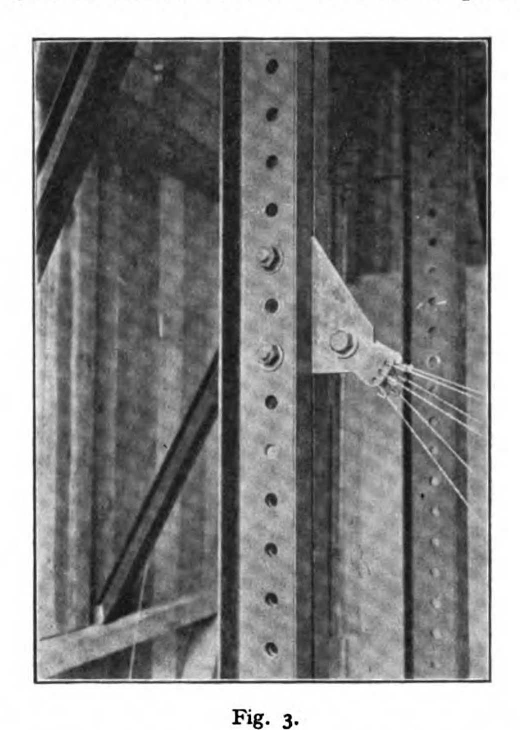


Fig. 3.
Befestigung der Spanndrähte des zweiten Versuchsflügels am Prüfungsgerüst.

Fig. 3 zeigt die Befestigung der Spanndrähte der zweiten Versuchsanordnung am Prüfungsgerüst, Fig. 4 den Flügel am Schlusse der ersten Belastungsstufe (380 kg Sand- plus Flügellast), Fig. 5 am Schlusse der achten (1980 kg) und endlich Fig. 6 am Schlusse der 15. Belastungsstufe (2680 kg).

[1]) Göttinger Modellversuchsanstalt, 14. Mitteilung, Zeitschr. f. Flugtechnik u. Motorluftschiffahrt, Jahrg. 1913, S. 269.

Vergleicht man die Umrisse des Flügels beispielsweise mit der äußersten, unverändert stehen gebliebenen Registriertafel, so ist deutlich seine Durchsenkung zu verfolgen.

In die 4 mm starken Spanndrähte waren absichtlich 3 mm-Spannschlösser eingesetzt worden, um an dem Reißen der Spannschlösser ein Maß für den Zug in den Drähten zu erhalten. Es zeigte sich dann auch, daß bei 2320 kg Gesamtlast das innerste Spannschloß am Vorderholm, bei 2525 kg dasjenige am Hinterholm, endlich bei 2975 kg, der Höchstbelastung, das mittlere Spannschloß am Hinterholm und gleich darauf die inneren Drähte am Vorder- und Hinterholm rissen. Die Prüfung wurde daraufhin nicht fortgesetzt, weil aus der deutlich wahrnehmbaren, sehr starken Durchbiegung der Holme geschlossen wurde, daß dieselben auch nicht mehr weit vom Bruche wären. Nach Abbruch des Versuches federten die Holme jedoch beinahe vollständig in ihre alte Lage, ein Umstand, der von der großen Elastizität des verwandten Eschenholzes zeugte.

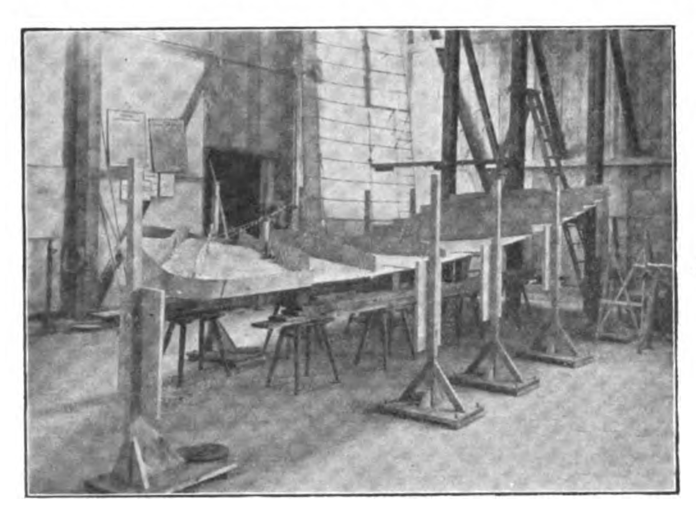


Fig. 4.
Zweiter Versuchsflügel, erste Belastungsstufe.

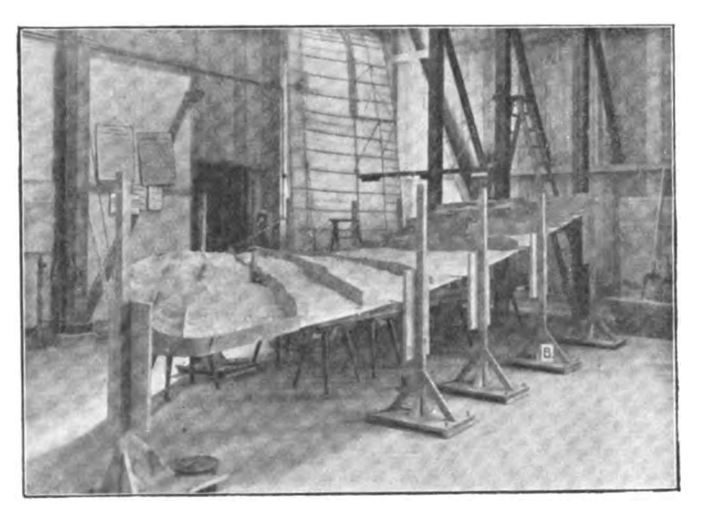


Fig. 5.
Zweiter Versuchsflügel, achte Belastungsstufe.

Die sehr hohe Belastung von beinahe 3 t auf einem Flügel war genügend.

3. Dritter Versuchsflügel.

Beim Flugzeugneubau wurden die Abmessungen der Flügel größer gewählt und die Ergebnisse der vorstehend beschriebenen Versuche verwertet.

Der Anbringung des Probeflügels am Prüfungsgerüst wurde besondere Sorgfalt zugewandt. Den Fig. 7 und 8 sind die Befestigungsstellen zu entnehmen.

Genau wie es die Ausführung am Flugzeugrumpf verlangt, wurden die Holme in Schuhe gesteckt und durch wagerechte Bolzen gehalten, sämtliche Tragkabel zu der unteren Spannturmspitze geführt und dort in gemeinschaftliche Tragösen eingespleißt, welche durch einen herausnehmbaren, zur Flugzeuglängsachse parallelen Chromnickelstahlbolzen mit der Spannturmspitze verbunden waren. Die fehlenden Tragösen des Gegenflügels wurden durch Scharnierglieder mit einem Angelbolzen ersetzt, welcher endlich durch gebogene Flacheisen an zwei starken U-Profilen des Prüfungsgerüstes befestigt war. Die Einfügung dieses Gelenkes machte es möglich, daß keine lotrechten Kräfte durch die Spannturmspitzenbefestigung auf das Prüfungsgerüst übergeführt, sondern diese vollständig von den Spannturmstützen aufgenommen wurden, die ähnlich der Ausführung am Flugzeug, bei welcher diese Stützen mit den Rahmenrohren des Rumpfes verschweißt sind, bei der Prüfung auf Winkeleisen aufgeschweißt wurden.

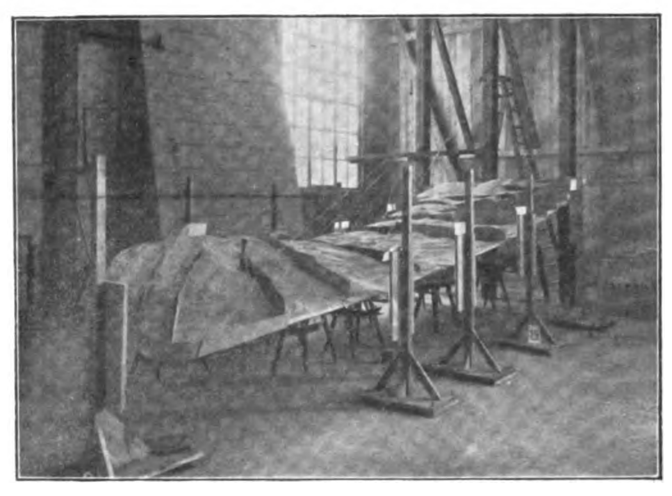


Fig. 6.
Zweiter Versuchsflügel, fünfzehnte Belastungsstufe.

In Fig. 9 ist die Belastungskarte für die Prüfung wiedergegeben. Bei ihrer Anfertigung herrschten folgende Überlegungen:

Die schon erwähnten Göttinger Untersuchungen haben ergeben, daß die Angriffspunkte der Luftkräfte bei den verschiedenen für den Flug in Betracht kommenden Anstellwinkeln praktisch zusammenfallen und auf ein Drittel Flügeltiefe hinter der Vorderkante liegen. Der Längsschnitt des Sandberges wurde daher als Dreieck festgelegt, dessen Zipfel an der Hinterkante liegt. Da die Anstellwinkel des Flügels von der Mitte nach außen abnehmen und sogar negativ werden, wurde gefolgert, daß auch die Luftkräfte nach außen sich verringern. Willkürlich wurde daher in Ermangelung geeigneter Messungen angenommen, daß der Luftdruck auf die Flügelfläche außen etwa 40% von demjenigen innen sei. Die Prüfstelle hielt diese Druckverteilung für ungünstiger als die Beanspruchung des Flügels in der Wirklichkeit und führte damit einen zusätzlichen, der Größe nach unbekannten Sicherheitsfaktor in die Bestimmung der Bausicherheit ein.

Bei der Feldeinteilung wurde von dem oben erwähnten Grundsatz gleicher Feldgewichte wegen umständlicher Berechnung derselben abgewichen.

Die Fig. 10 und 11 geben den Flügel am Schlusse der ersten bzw. achten Belastungsstufe wieder.

Fig. 12 zeigt die Flügelkonturen unter der Belastung zu einem Bilde vereinigt. Man sieht deutlich die Wirkung der einzelnen, auf 400 kg abgestuften Belastungen.

Bei einer Gesamtbelastung von etwas über 3000 kg knickte der Hinterholm zwischen Rumpf und erstem Knotenpunkte ein. In Fig. 13 ist die Bruchstelle von oben, in Fig. 14 von unten zu sehen. Aus der unteren Ansicht ist zu entnehmen, daß der Holm sich auf die Flügelunterstützung aufsetzte und

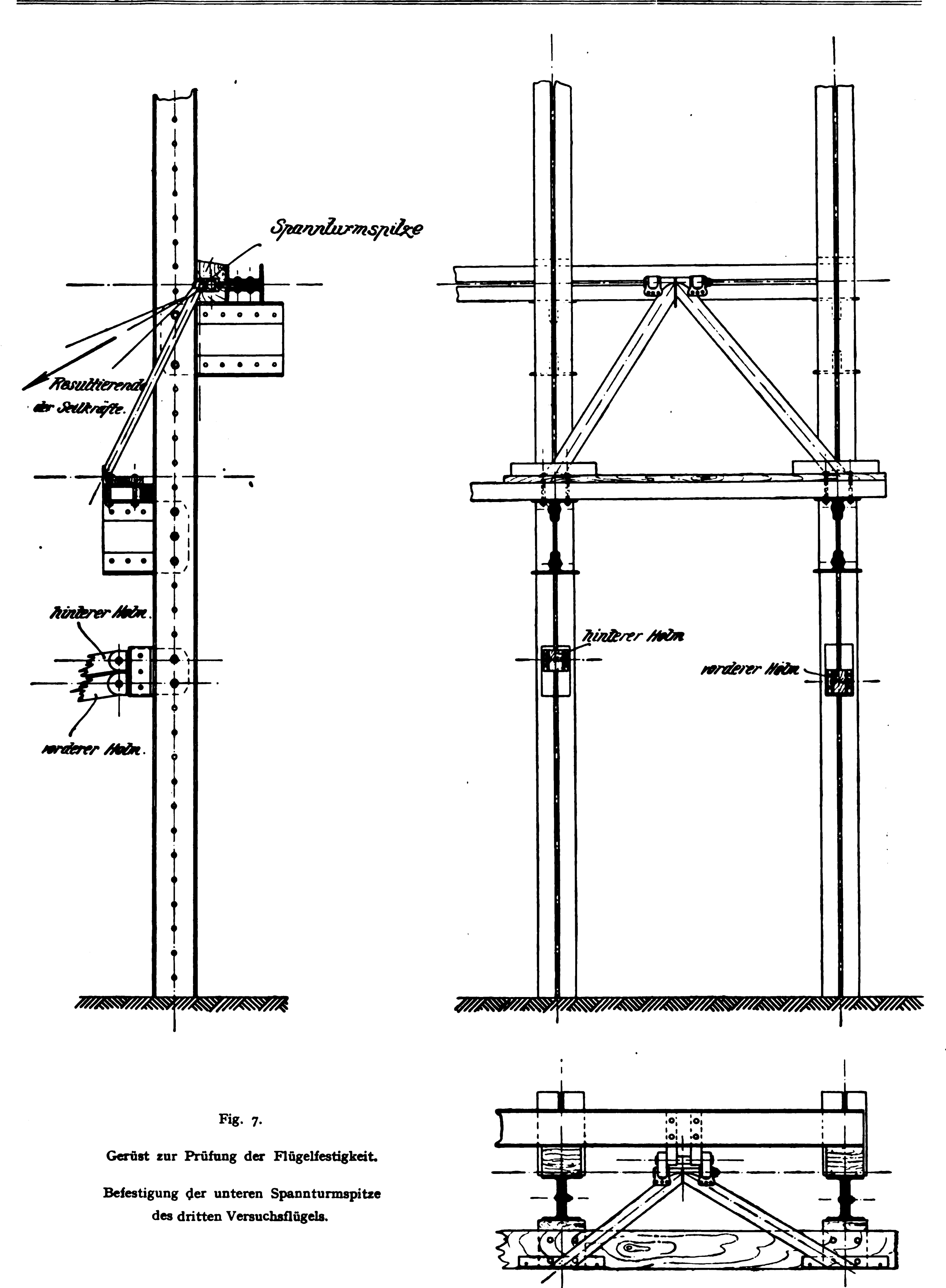


Fig. 7.

Gerüst zur Prüfung der Flügelfestigkeit.

Befestigung der unteren Spannturmspitze des dritten Versuchsflügels.

infolgedessen nach dem ersten Einknicken nochmals, aber diesmal nach oben, durchgebogen wurde.

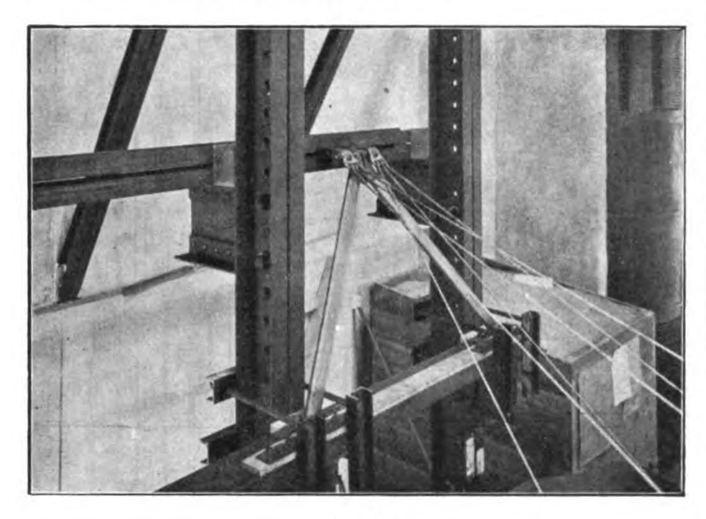


Fig. 8.
Dritter Versuchsflügel, Befestigung der Spitze des unteren Spannturms des Prüfungsgerüstes.

4. Nachrechnung der Bruchstelle des dritten Versuchsflügels.

Mit folgenden Annahmen:

a) daß jeder Kabelaufhängepunkt als Gelenk aufgefaßt,
b) daß für die räumliche Zerlegung der Kräfte durch den Vorder- und Hinterholm eine gemeinsame Ebene gelegt,
c) daß der frühere schon erwähnte Chromnickelstahlbolzen, zu welchem sämtliche Kabel geführt wurden, als Punkt betrachtet werden kann,

wurde eine graphostatische Berechnung durchgeführt (Fig. 15).

Die an den Knotenpunkten wirkenden lotrechten Kräfte wurden in Komponenten geteilt, welche einerseits in der durch beide Holme gelegten Ebene, anderseits in den durch je einen Holm und die Spannturmspitze gelegten Ebenen liegen. Die Addition der auf die einzelnen Stäbe wirkenden Kräfte ergibt dann die resultierenden Stabkräfte, welche in einer Tabelle der gleichen Figur mitgeteilt sind.

Der Holmstab Nr. 4 knickte ein. Sein Querschnitt war rechteckig kastenförmig; in der Längsrichtung war er schwach gewölbt.

Im folgenden werden zur Nachrechnung seiner Bruchstelle die mit ihren Zahlengrößen versehenen Bezeichnungen eingeführt:

Gleichmäßig verteilte Last	q	$= 1{,}71$ kg/cm
Knickkraft	P	$= 2950$ kg
Knicklänge	l	$= 164$ cm
Pfeilhöhe des Bogens	a_0	$= 1{,}6$ cm
Elastizitätsmodul (Eschenholz)	E	$= 100\,000$ kg/cm²
Trägheitsmoment	J	$= 130$ cm⁴
Widerstandsmoment des Querschnitts	W	$= 37$ cm³
Flächeninhalt des Querschnitts . . .	F	$= 22$ cm²
Biegungsfestigkeit	K_b	$=$? kg/cm²
Druckfestigkeit	K	$= 450—500$ kg/cm²

Aus der Theorie der elastischen Linie wurde abgeleitet, daß, wenn man das auf Knickung und Biegung beanspruchte Holmstück 4 als nicht eingespannt und seine Wölbung als Parabel betrachtet, in der Mitte ein größtes Biegungsmoment M_{max} auftritt, das sich in die Teilbeträge M_1, M_2 und M_3, sämtlich in cmkg, zerlegen läßt.

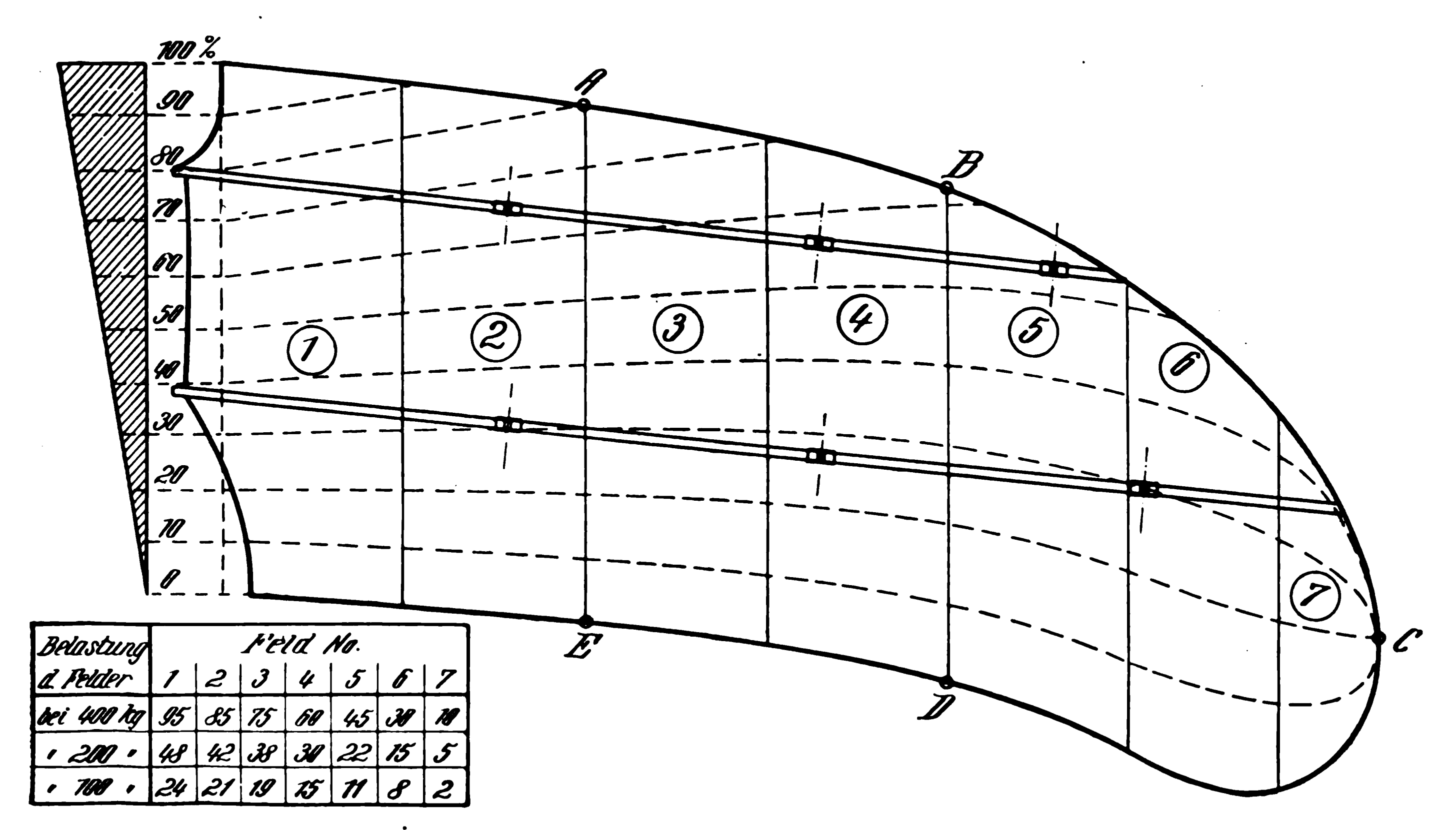
Das erste Glied M_1 besteht aus dem Biegungsmoment, hervorgerufen durch die gleichmäßige Last allein:

$$M_1 = \frac{q\,l^2}{8} = 5770 \text{ cmkg.}$$

Das zweite Glied M_2 ist das Biegungsmoment, gebildet durch die Knickkraft am Hebelarm der Pfeilhöhe:

$$M_2 = a_0 \cdot P = 4720 \text{ cmkg.}$$

Das dritte Glied M_3 ist das Biegungsmoment, welches durch die Knickkraft am Hebelarm der durch die gleichmäßige Belastung q, die Knickkraft P und schließlich auch durch die infolge seiner eigenen Größe erfolgte Durchbiegung entsteht.



Belastung d. Felder	Feld No. 1	2	3	4	5	6	7
bei 400 kg	95	85	75	60	45	30	10
„ 200 „	48	42	38	30	22	15	5
„ 100 „	24	21	19	15	11	8	2

Fig. 9. Dritter Versuchsflügel, Belastungskarte.

Führt man die Rechnungsgröße ein:

$$\omega^2 = \frac{P}{E \cdot J} = 2{,}27 \cdot 10^{-4} \mathrm{cm}^{-2}$$

so kann man vereinfacht setzen:

$$M_3 = \frac{1}{l\,\omega^2}\left(q\,l + 8\,P\,\frac{a_0}{l}\right) \cdot \left(\frac{1}{\cos\left(\frac{\omega\,l}{2}\right)} - 1 - \frac{\omega^2\,l^2}{8}\right),$$

und unter Einfügung der Zahlenwerte

$$M_3 = 19000 \text{ cmkg.}$$

Man sieht, daß M_3 gegenüber den anderen Gliedern in M_{max} überwiegt. Es wird mithin

$$M_{max} = M_1 + M_2 + M_3 = 29490 \text{ cmkg.}$$

Die Biegungsfestigkeit des Materials wird demnach

$$K_b = \frac{M_{max}}{W} = \frac{29\,490}{37} = 797 \text{ kg/cm}^2.$$

Als Druckkraft tritt ferner hinzu:

$$k = \frac{P}{F} = 134 \text{ kg/cm}^2,$$

so daß eine Gesamtmaterialbeanspruchung auf der Druckseite von $\sigma \backsim 930$ kg/cm² entsteht.

Die Biegungsfestigkeit für Eschenholz liegt bei $K_b = 850$ bis 930 kg/cm², die Druckfestigkeit tiefer wie oben angegeben, bei $K = 450$ bis 500 kg/cm².[1]) Die Bruchstelle zeigte gutes Holz, von dem man diese Bruchfestigkeit voraussetzen konnte. Der Bruch trat bei einer Beanspruchung ein, welche sich den erwähnten Ziffern gut einreiht.

Trotzdem ist es nicht gerechtfertigt, diese hohe Materialbeanspruchung zur Zeit des Bruches zu vermuten, da die Annahme, daß die Befestigungsstellen der Kabel Gelenke seien, nicht zutrifft. Der in Wirklichkeit steife äußere Knotenpunkt vermindert das größte Biegungsmoment um einen gewissen Betrag, so daß auch die Festigkeitszahlen des Holzes niedriger werden.

Die Tragkabel und der Spannturm hatten während der Belastung keine merkliche Veränderung erlitten. Um auch bei ihnen die Festigkeit zu erkennen, wurden die Prüfungen fortgesetzt.

5. Prüfung der Verspannungsorgane.

An Stelle des Flügels wurde eine kräftige Bühne (Fig. 16) von etwa 345 kg Eigengewicht verwandt. Bei einer Gesamtlast von 8710 kg riß die Flügelverspannung (Fig. 17) am Ansatz der Verspleißung sämtliche Seile.

[1]) R. Baumann, Versuche über die Elastizität und Festigkeit von Bambus-, Akazien-, Eschen- und Hickoryholz. Forschungsarbeiten des Vereins Deutscher Ingenieure, Heft 131, 1913, Verlag von Julius Springer, Berlin.

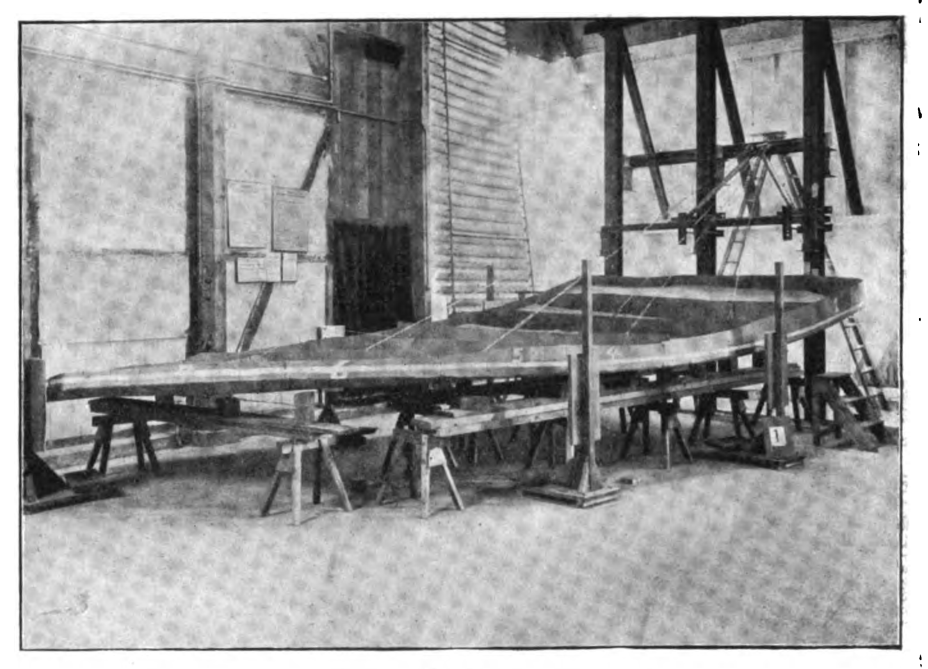


Fig. 10.
Dritter Versuchsflügel am Schlusse der ersten Belastungsstufe.

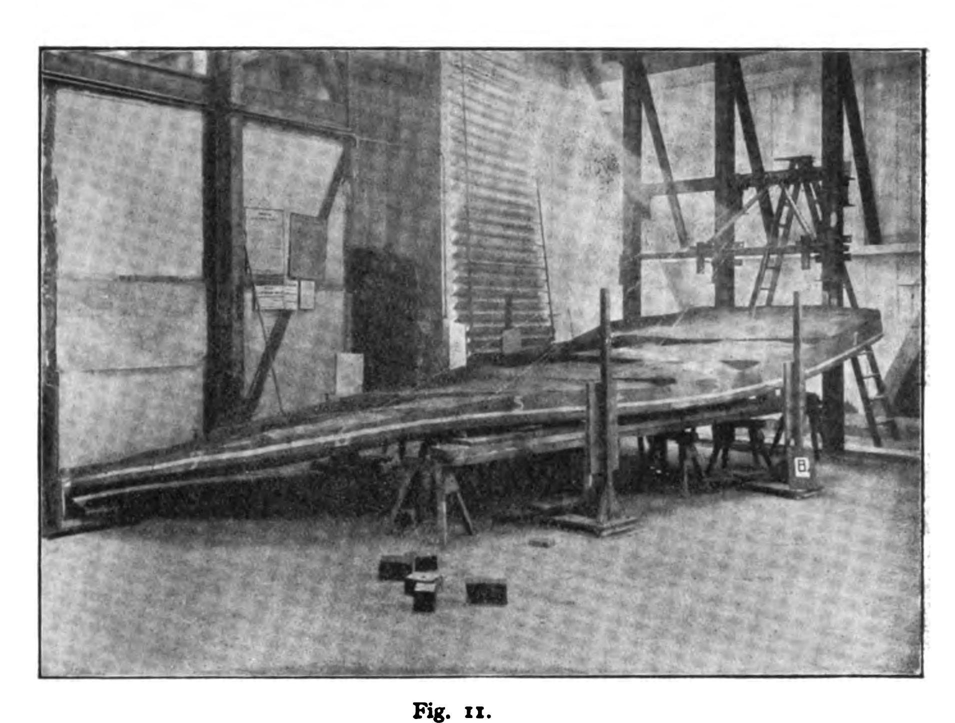


Fig. 11.
Dritter Versuchsflügel am Schlusse der achten Belastungsstufe.

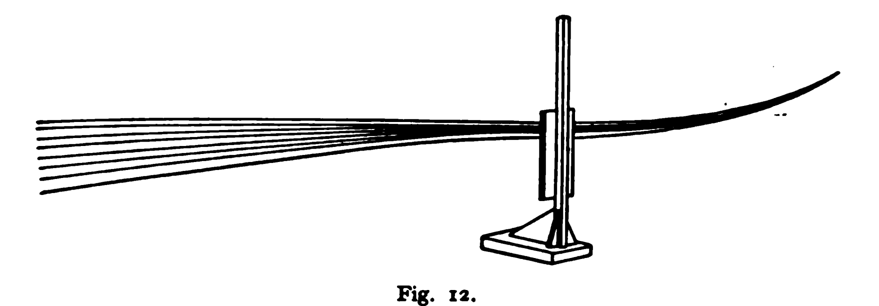
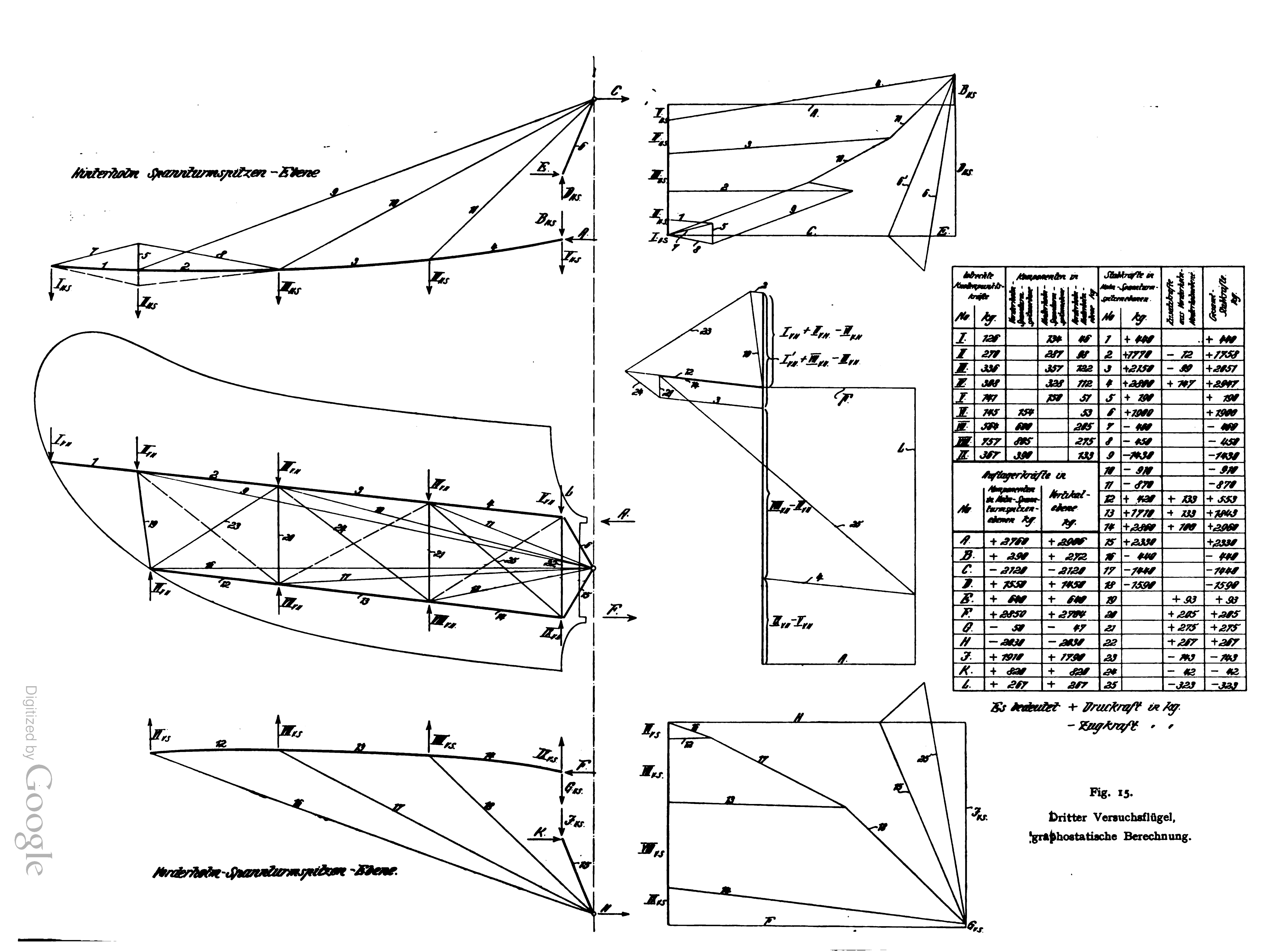


Fig. 12.
Dritter Versuchsflügel, Zusammenstellung der Flügeldurchbiegungen, gesehen an der Vorderkante.



Lotrechte Knotenpunktskräfte No	kg	Komponenten in Vorderholm-Spannturmspitzenebene	Hinterholm-Spannturmspitzenebene	Vertikalebene kg	Stabkräfte in Holm-Spannturmspitzenebenen No	kg	Zusatzkräfte aus Vorderholm-Hinterholmebene	Gesamt-Stabkräfte kg
I.	126		134	46	1	+ 440		+ 440
II.	270		287	98	2	+1770	− 12	+1758
III.	336		357	122	3	+2150	− 99	+2051
IV.	308		328	112	4	+2800	+ 147	+2947
V.	147		150	51	5	+ 190		+ 190
VI.	145	154		53	6	+1900		+1900
VII.	584	600		205	7	− 460		− 460
VIII.	757	805		275	8	− 450		− 450
IX.	367	390		133	9	−1430		−1430
Auflagerkräfte in					10	− 910		− 910
No	Komponenten in Holm-Spannturmspitzenebenen kg	Vertikalebene kg			11	− 870		− 870
					12	+ 420	+ 133	+ 553
					13	+1710	+ 133	+1843
					14	+2860	+ 100	+2960
A.	+ 2760	+ 2906			15	+2330		+2330
B.	+ 290	+ 272			16	− 440		− 440
C.	− 2120	− 2120			17	−1440		−1440
D.	+ 1550	+ 1450			18	−1590		−1590
E.	+ 640	+ 640			19		+ 93	+ 93
F.	+ 2850	+ 2704			20		+ 205	+ 205
G.	− 50	− 47			21		+ 275	+ 275
H	− 2030	− 2030			22		+ 267	+ 267
J.	+ 1910	+ 1790			23		− 143	− 143
K.	+ 820	+ 820			24		− 42	− 42
L.	+ 267	+ 267			25		− 323	− 323

Es bedeutet + Druckkraft in kg.
− Zugkraft " "

Fig. 15.
Dritter Versuchsflügel,
graphostatische Berechnung.

In das rechnerisch am stärksten beanspruchte Seil kam ein Zug von 3385 kg. Infolge der Spleißung war eine geringere

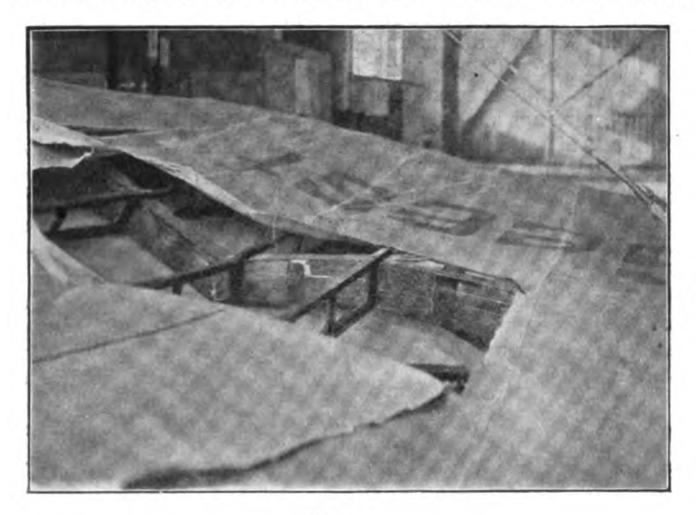


Fig. 13.
Dritter Versuchsflügel. Bruchstelle des Hinterholmes von oben gesehen.

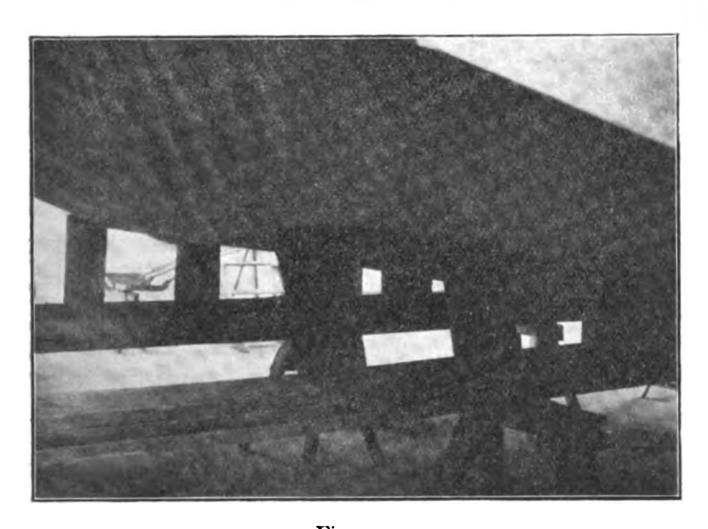


Fig. 14.
Dritter Versuchsflügel, Bruchstelle des Hinterholmes von unten gesehen.

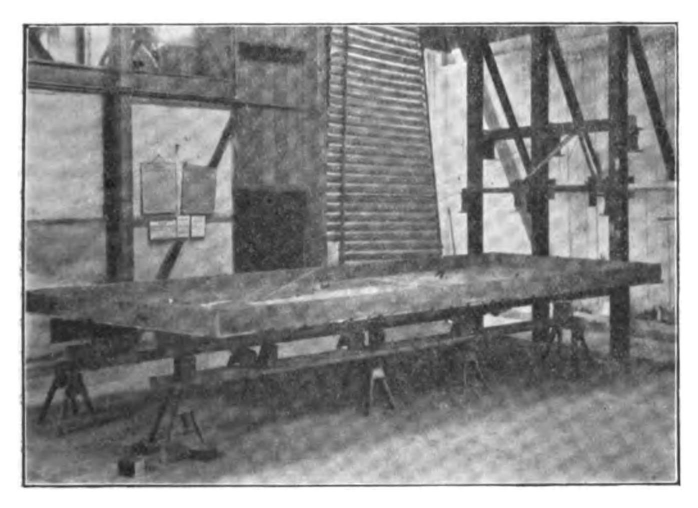


Fig. 16.
Prüfung der Verspannungsorgane. Versuchsbühne ohne Last.

Festigkeit zu erwarten. Also ist anzunehmen, daß eine andere Kraftverteilung in den Kabeln aufgetreten ist, als sich infolge der als Gelenke aufgefaßten Holmkabelknotenpunkte rechnungsmäßig ergibt.

An dem Spannturm war der Bolzen zur Aufnahme der Kabelösen verbogen. Ferner waren die Spannturmstützen an den Schweißstellen etwas eingedrückt.

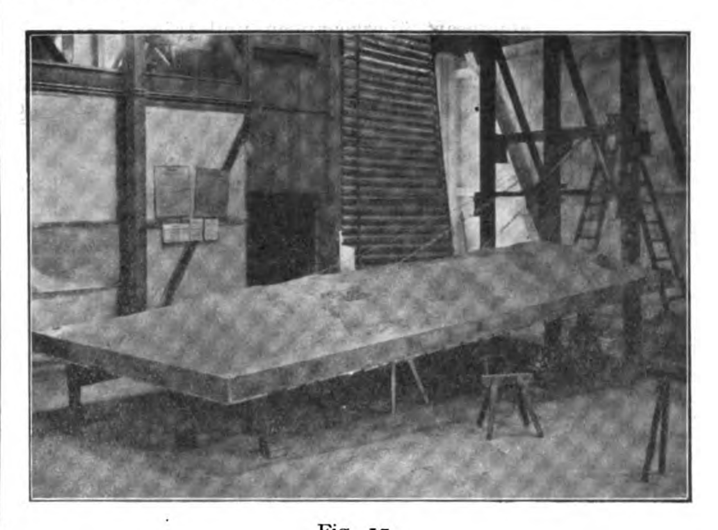


Fig. 17.
Prüfung der Verspannungsorgane. Versuchsbühne unter Vollast.

6. Bestimmung der Bausicherheit.

Die bei der Prüfung des dritten Versuchsflügels erreichten Sicherheitszahlen sind, ein Flugzeuggesamtgewicht von 1000 kg vorausgesetzt, für die Flügelholme

$$\mathfrak{S} = \frac{3000}{{}^1/_2 \cdot 1000 - 67{,}5} = 6{,}95,$$

und für die Flügelaufhängung

$$\mathfrak{S} = \frac{8410}{{}^1/_2 \cdot 1000 - 67{,}5} = 19{,}4.;$$

Werte, die mehr als ausreichend sind und niedriger gehalten werden dürfen.

Hilfsmittel zur numerischen Berechnung im Flugzeugbau.

(Flugzeugrechenschieber von Raoul Hofmann.)

Von Dipl.-Ing. **Max Munk.**

Immer mehr wird es üblich, sich vor der Konstruktion oder Änderung eines Flugzeuges dadurch Rechnungsunterlagen zu verschaffen, daß man einen Modellversuch ausführen läßt. In einem entsprechenden Laboratorium (in Deutschland die Göttinger Modellversuchsanstalt) wird ein Modell des in Aussicht genommenen Flugzeuges oder der Tragflächen allein einem gleichmäßigen Luftstrom ausgesetzt und für verschiedene Anstellwinkel jedesmal der vom Luftstrom erzeugte Auftrieb und Widerstand gemessen. Von vornherein war es gebräuchlich, dem Besteller die Messungsergebnisse nicht nur tabellarisch sondern auch zeichnerisch dargestellt zu übermitteln. Aus der Kurve konnte dieser die Ergebnisse besser übersehen; er konnte deren Zahlenwerte auch direkt der Kurve entnehmen, um sie in die Rechnung einzuführen.

Es war das Nächstliegende, Auftrieb und Widerstand abhängig vom Anstellwinkel aufzutragen. Fig. 1 zeigt eine solche Auftragung von Auftrieb und Widerstand des Modells eines Wasserflugzeugtragflächenpaares. Man wählt für den Widerstand einen größeren — meist fünffachen — Maßstab als für den Auftrieb, da sonst die Widerstandskurve zu niedrig verläuft und unübersichtlich wird. Statt der direkt gemessenen Kräfte kann man auch entsprechende Koeffizienten auftragen.

Diese Auftragungsart ist indessen nicht beibehalten worden. Die sich ergebenden Kurven zeigen wohl die Abhängigkeit des Auftriebs und Widerstandes vom Anstellwinkel, aber sie geben kein deutliches Bild der weit wichtigeren Abhängigkeit dieser beiden Größen voneinander; die Gestalt der sich ergebenden Kurven ist nicht so sehr charakteristisch für die Flugeigenschaften des Modells. Man ist deshalb zu einer anderen Auftragungsart übergegangen und trägt jetzt meist in einer einzigen Kurve den Auftrieb abhängig vom Widerstand auf. Die Größe des Anstellwinkles wird neben den entsprechenden Versuchspunkten eingeschrieben. Fig. 2 zeigt dieselbe Messung wie Fig. 1 in dieser Auftragung. Aus demselben Grunde wie vorher wählt man wieder einen größeren — meist fünffachen — Maßstab wie für den Auftrieb. Dadurch kann man zwar nun den sog. Gleitwinkel nicht mehr der Auftragung direkt entnehmen; bei gleichem Maßstab für Auftrieb und Widerstand fände sich dieser Winkel in $\sphericalangle PAB$ zwischen der Ordinatenachse AB und der Verbindungslinie des Koordinatenanfangspunktes A mit dem Kurvenpunkt P wieder. Man kann aber immer noch auf einer Parallelen zur Abszissenachse eine Skala anbringen, auf der die Verlängerung dieser Verbindungsgeraden AB den Wert W/A, die trigonometrische Tangente des Gleitwinkels, abzulesen gestattet. Einen wichtigen Vorteil hat die Auftragungsart ferner: wenn sich der Widerstand des Flugzeuges um eine vom Anstellwinkel unabhängige Größe ändert, oder wenn man überhaupt von der Auftriebskurve der Tragflächen allein zu derjenigen des ganzen Flugzeuges übergehen will, so bleibt die Kurve selbst ganz unverändert und nur die Ordinatenachse verschiebt sich um die Größe des zusätzlichen Widerstandes. In Fig. 2 bedeutet so AB die Ordinatenachse für die Tragflächen allein und $A'B'$ diejenige für das ganze Flugzeug. Bei dieser Verschiebung müßte die Skala für W/A mit verschoben werden und bleibt sonst nicht richtig; sie wird daher meist fortgelassen. An Stelle der gemessenen Auftriebs- und Widerstandskräfte kann man wieder in derselben Weise die entsprechenden Koeffizienten auftragen, entweder K_y und K_x, wo die Kräfte durch die Größe der Tragfläche und das Geschwindigkeitsquadrat dividiert werden; oder aber ζ_A und ζ_W, wo auch noch durch die Dichte der Luft dividiert wird: diese beiden letzten Koeffizienten sind für die Rechnung nicht so bequem wie K_y und K_x, haben aber den Vorzug, daß sie von den gewählten Maßeinheiten und von der Dichte des Mediums unabhängige reine Zahlen sind, was besonders für theoretische Untersuchungen große Vorteile bringt. Während K_x und K_y den Zahlenwert wechseln, wenn man in Zoll und Pfund statt in m und kg mißt, bleiben die ζ_A und ζ_W unveränderlich, wenn die Maßeinheiten geändert werden; sie gelten auch unverändert für alle Luftdichten sowie auch für den Widerstand in anderen Flüssigkeiten (Wasser usw.). In Fig. 2 sind Skalen für ζ_A und ζ_W angebracht, die diese Größen abzulesen gestatten.

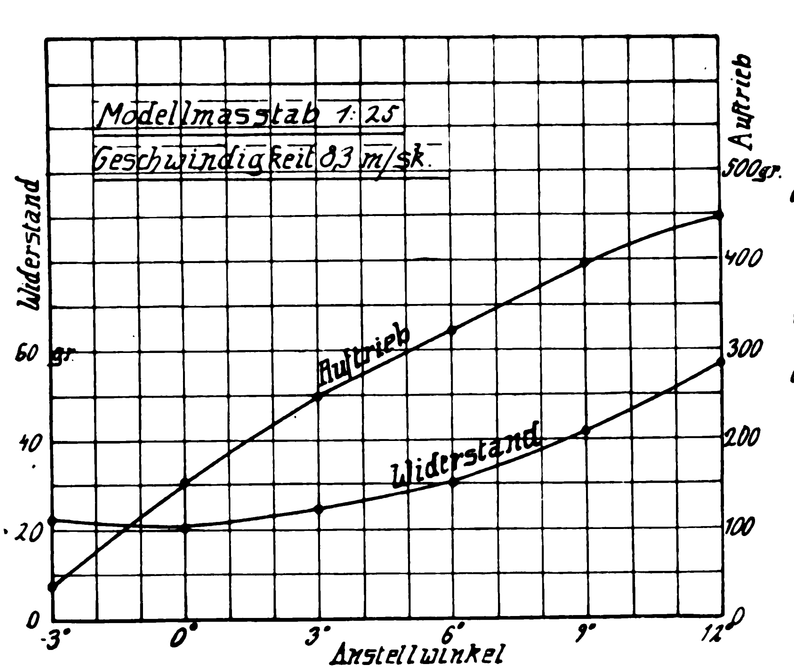


Fig. 1. Auftrieb und Widerstand eines Tragflächenpaares, abhängig vom Anstellwinkel.

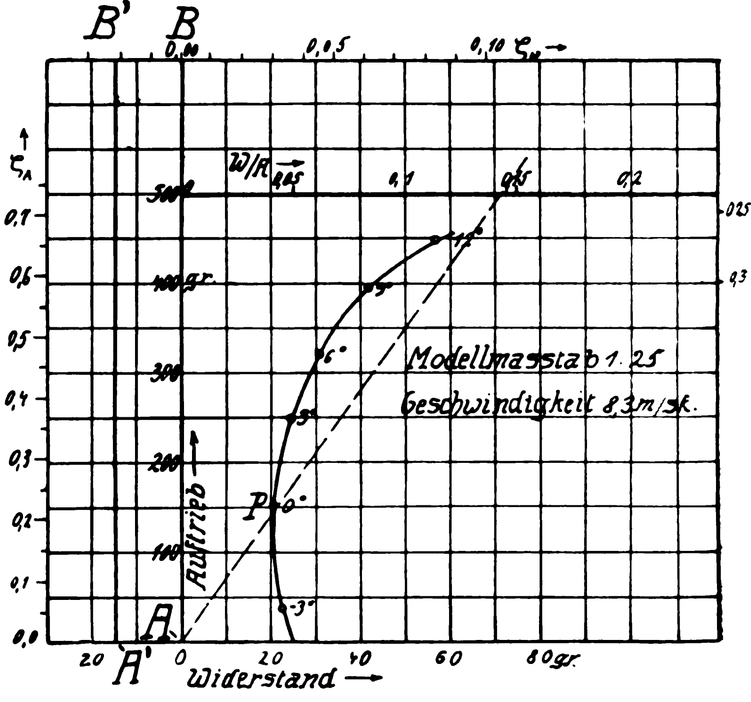


Fig. 2. Auftriebskurve eines Wasserflugzeuges.

Neuerdings mehren sich nun die Vorschläge, statt dieser beiden Auftragungsarten andere zu wählen, die es gestatten, neben den sich aus der Messung ergebenen Werten auch gleich auf kürzestem Wege alle für das Flugzeug in Betracht kommenden Größen aus der Kurve selbst zu finden. Neben der schnelleren Auffindung des gesuchten Zahlenwertes bietet sich dabei der Vorteil, die verschiedenen Möglichkeiten, die für die Wahl der Größen noch frei sind, mit einem einzigen Blicke zu übersehen und dadurch die zweckmäßigste Wahl auf kürzestem Wege zu treffen. Auch früher sind allerdings schon Vorschläge für verschiedene Arten der Auftragung von Flugzeuggrößen gemacht worden. Georg König[1]) will auf der Abszissenachse die Geschwindigkeit und auf der Ordinatenachse den Schraubenzug auftragen und nun alle Kurven für konstantes Flugzeuggewicht und konstanten Anstellwinkel einzeichnen; Duchêne[2]) wählt statt des Schraubenzuges die Schraubennutzleistung. Die erste Methode wird zeichnerisch wesentlich erleichtert, wenn man statt der Geschwindigkeit deren Quadrat als unabhängige Veränderliche wählt; die eine Kurvenschar wird dann zu Geraden durch den Koordinatenanfangspunkt, die andere zu geometrisch ähnlichen Kurven. Ferner wird ein zusätzlicher, vom Anstellwinkel unabhängiger Widerstand durch das Ziehen einer Geraden durch den Anfangspunkt berücksichtigt. Für die Übermittlung der Ergebnisse des Modellversuchs an den Auftraggeber kommen diese beiden Methoden jedoch kaum in Frage, da sie nicht gestatten, den Auftrieb und Widerstand bzw. deren Koeffizienten der Auftragung direkt zu entnehmen. Ferner wird sie nicht einfach genug, da jedesmal nicht eine einzige Kurve sondern eine ganze Kurvenschar gezeichnet werden muß.

Beides vermeidet die Auftragungsmethode von Rieth, einem Mitarbeiter des Aerodynamischen Laboratoriums von Eiffel in Paris, die in hohem Maße geeignet ist, die zahlenmäßige Ermittelung der Hauptgrößen zu erleichtern. Rieth

[1]) Zeitschr. f. Flugtechn. u. Motorluftschiff., Jahrg. 1911, p. 311.
[2]) Vgl. den Aufsatz von A. Betz. Desgl. Jahrgang 1912, p. 86.



schlägt vor[1]), Auftriebskoeffizient und Widerstandskoeffizient wie bisher abhängig voneinander, aber logarithmisch aufzutragen. In der Tat kommen in den beiden Gleichungen, durch welche die in Betracht kommenden Größen Flugzeuggewicht Q kg, Schraubennutzleistung N PS, Tragflächengröße F qm und die Geschwindigkeit v m/sek. zusammenhängen

$$1)\quad 75\,N = K_x \cdot F \cdot v^3$$
$$2)\quad Q = K_y \cdot F \cdot v^2$$

keine Summen, sondern nur Produkte von Potenzen vor. In solchen Fällen ist es immer zweckmäßig, Logarithmen anzuwenden. Bei der logarithmischen Auftragung kommt dasselbe Prinzip wie beim gewöhnlichen Rechenschieber in Anwendung, man trägt nicht die Größen selbst sondern deren Logarithmen auf, schreibt aber die Zahlenwerte der Größen selbst hinzu. K_y sei in dieser Weise abhängig von K_x in einem rechtwinkligen Koordinatensystem mit dem Anfangspunkt A aufgetragen (Fig. 3). Man kann nun zunächst für einen bestimmten Fall, in Fig. 3 z. B. für $F = 25$ qm, $v = 25$ m/sek. eine Skala für die Größen N und Q an den Koordinatenachsen anbringen und auf die gewöhnliche Weise für jeden Punkt der Kurve durch Loten auf die betreffende Achse N und Q ablesen. Ist nun die Geschwindigkeit eine andere als 25 m/sek., etwa v m/sek., so

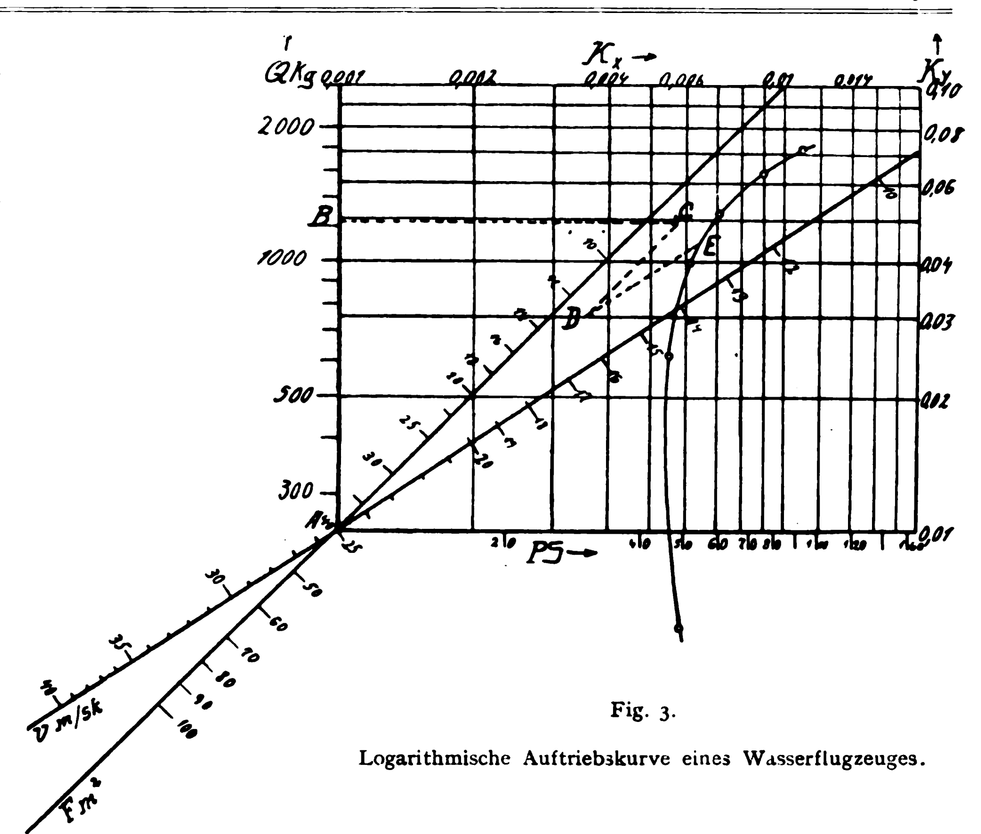


Fig. 3.

Logarithmische Auftriebskurve eines Wasserflugzeuges.

wird nach Gleichung 1) $N \left(\frac{N}{25}\right)^3$ mal so groß und der betreffende Wert, den man ander Skala abliest, muß hiermit multipliziert werden. (Schluß folgt.)

[1]) G. Eiffel, Nouvelles recherches sur la résistance de l'air. Paris 1914. p. 52.

PAUL BÉJEUHR †.

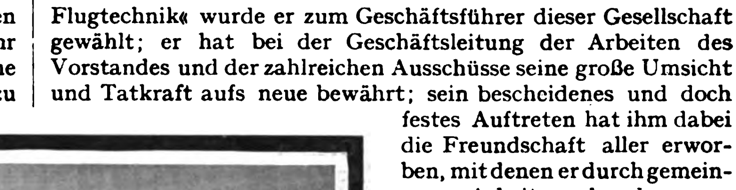
Wie den Lesern dieser Zeitschrift bereits aus der Traueranzeige der Wissenschaftlichen Gesellschaft für Luftfahrt bekannt, ist am 11. Februar Herr Paul Béjeuhr nach nur eintägiger Krankheit in Untertürkheim bei Stuttgart verschieden, wo er als Oberingenieur der Inspektion der Fliegertruppen bis zum letzten Tage in treuester Pflichterfüllung eine verantwortungsreiche Tätigkeit ausgeübt hatte. Es sei mir, als demjenigen, der ihn zuerst in das Fachgebiet der Luftfahrt eingeführt hat, gestattet, seinem Andenken einige erinnernde Zeilen zu weihen!

Paul Béjeuhr wurde als Sohn des Kaufmanns und Bücherrevisors Julius Béjeuhr am 19. Februar 1882 in Hamburg geboren. Er besuchte dort die Stiftungsschule von 1815 (Realschule), die er 1897 mit dem Zeugnis zum Einjährig-Freiwilligen-Dienst verließ. Nach einer zweijährigen Lehrzeit in einer Maschinenfabrik studierte er dann am staatlichen Technikum in Hamburg Maschinenbau. Nachdem er das Technikum — ebenso wie früher die Schule — mit Auszeichnung absolviert hatte, war er die nächsten zwei Jahre in einem technischen Bureau der Schiffswerft von Blohm und Voß tätig. Um seine wissenschaftlichen Kentnisse zu vervollständigen, besuchte er dann, nachdem er seiner einjährigen Dienstpflicht auf dem kleinen Kreuzer Beowulf genügt hatte, noch auf vier Semester die Technische Hochschule zu Hannover.

In den nächsten Jahren finden wir ihn zuerst an der kaiserlichen Werft in Wilhelmshaven, dann in der Berliner Filiale einer großen süddeutschen Maschinenfabrik, schließlich wieder bei Blohm und Voß, wo er an den Fertigstellungsarbeiten des großen Kreuzers York beschäftigt war. Gleichzeitig betätigte er sich mit gutem Erfolg als Lehrer in Abendkursen am staatlichen Technikum (wie er auch schon bei seinem ersten Aufenthalt bei Blohm und Voß in Abendkursen an der Gewerbeschule tätig war). Leider zwang ihn bald eine durch Überanstrengung zugezogene schwere Erkrankung, das ganze nächste Jahr (1908) seiner Genesung zu widmen. Als er nach langem Aufenthalt in einem Sanatorium im Südharz wieder hergestellt war, trat er — nach kurzer Tätigkeit an der Techn. Hochschule Hannover — in meine Dienste, um einen Luftschrauben-Prüfwagen nach meinen Angaben zu bauen, der für den Luftschrauben-Wettbewerb der Internationalen Luftschiffahrts-Ausstellung 1909 in Frankfurt, genannt »Ila«, bestimmt war. Mit Eröffnung der Ausstellung trat er in deren unmittelbaren Dienste und erwies sich hier sehr bald durch seine große Arbeitskraft und Umsicht, sein Geschick, sich in neue Verhältnisse einzuarbeiten, und vor allem auch durch sein festes und dabei taktvolles Auftreten als ein höchst wertvoller Mitarbeiter der Ausstellung. Seine Tätigkeit wuchs deshalb auch sehr bald weit über den Rahmen hinaus, der ihm zuerst zugedacht gewesen war. Er war sehr bald Geschäftsführer der wissenschaftlichen Abteilung der Ila geworden und leitete in vorzüglicher Weise die Ila-Wochenrundschau. Der Luftschrauben-Wettbewerb, zu dem eine Unzahl von Anmeldungen erfolgt waren — darunter leider viele wenig aussichtsreiche Konstruktionen — konnte erst nach Schluß der Ausstellung vor sich gehen, da die Fertigstellung der Versuchseinrichtungen sich sehr verzögert hatte. Béjeuhr hat die ganzen Versuche selbständig und größtenteils ganz allein durchgeführt, und zwar gegen eine solche Menge von widrigen Umständen völlig zu Ende geführt, daß ich an diese Leistung immer nur mit Bewunderung denken kann. Nicht nur, daß Wind und Wetter die Versuche, die auf einem Eisenbahngeleise vor sich gingen, beeinträchtigten, und daß zahlreiche Propeller zerbrachen, was meist mit einer kleineren oder größeren Zerstörung der Versuchseinrichtungen einherging, die dann wiederherzustellen und neu zu eichen waren, die Versuche erlitten außerdem durch einen sehr ernsten Unfall (24. Okt.

1909), der durch Bruch der Bremse hervorgerufen worden war, eine mehrmonatliche Unterbrechung; Herr Béjeuhr trug einen mehrfachen Rippenbruch davon, durch den seine auch früher schon geschwächte Lunge anscheinend mit zu Schaden gekommen ist. Sein Pflichteifer und seine bewundernswerte Energie ließen ihn jedoch sofort nach seiner Wiederherstellung (März 1910) die Arbeiten wieder aufnehmen und im April zu Ende führen. Im Sommer erfolgte dann die mühevolle Ausarbeitung des Materials, das in Ila-Denkschrift Band II[1]) S. 210—290 niedergelegt ist (vgl. auch die Aufsätze in dieser Zeitschrift 1910 S. 16 u. f., 1911 S. 98 u. f., sowie das kleine Buch über Luftschrauben[2]), dessen Wurzeln auch in Frankfurter Arbeiten zu suchen sind.

Auf seinem weiteren Lebenswege ist Paul Béjeuhr dem Luftfahrtwesen treu geblieben. Er ging zunächst (Herbst 1910) als Assistent an die Modellversuchsanstalt Göttingen, wo er eine kleine Schraubenprüfanlage für Schraubenmodelle einrichtete und den Umbau des Ila-Schraubenwagens, der in den Besitz der Universität Göttingen übergegangen war, leitete. Im Herbst 1911 wurde er in die Geschäftsführung des deutschen Luftfahrerverbands berufen und leitete hier mit vielem Geschick die deutsche Luftfahrer-Zeitschrift. Zur Zeit des I. u. II. »Zuverlässigkeitsfluges am Oberrhein« 1910 und 1911 sehen wir ihn bei der Organisation und Leitung dieser Flüge tätig, ebenso noch bei manchen späteren Flugveranstaltungen. Im Frühjahr 1912 leitete er die Arbeiten für die wissenschaftliche Abteilung der »Ala« (Allg. Luftschiffahrts-Ausstellung) in Berlin. Bei der Gründung der »Wissenschaftlichen Gesellschaft für


Flugtechnik« wurde er zum Geschäftsführer dieser Gesellschaft gewählt; er hat bei der Geschäftsleitung der Arbeiten des Vorstandes und der zahlreichen Ausschüsse seine große Umsicht und Tatkraft aufs neue bewährt; sein bescheidenes und doch festes Auftreten hat ihm dabei die Freundschaft aller erworben, mit denen er durch gemeinsame Arbeit verbunden war.


Paul Béjeuhr †.

Neben seiner umfangreichen Amtstätigkeit hat er sich noch als erfolgreicher Schriftsteller betätigt, nicht nur in der luftfahrtlichen Fachpresse sondern mit besonderem Erfolg auch durch Aufsätze und Schriften populären Inhalts.

Am 8. August 1912 verheiratete er sich mit einer jungen Hamburgerin. Der sehr glücklichen Ehe entsproß am 10. August 1914 ein Töchterchen.

Beim Ausbruch des Krieges stellte sich Béjeuhr sofort der Fliegertruppe zur Verfügung. Er wurde sehr bald als Aufsichtsbeamter für die Motorenfabrikation nach Untertürkheim kommandiert; hier war er bis zuletzt tätig und hat dabei neben seiner sonstigen Tätigkeit noch Kurse in der Schule für Motorenmonteure abgehalten.

Im Alter von 34 Jahren hat der Tod den schaffensfreudigen Mann ereilt. Seine große Willenskraft hatte bis dahin immer den zarten Körper aufrecht zu erhalten vermocht. Doch hat er, in hingebender Pflichttreue gegen die Aufgaben, die ihm im Dienste für das Vaterland übertragen waren, dem Körper wohl zu viel zugemutet; eine Lungenblutung hat dann seinem arbeitsreichen Leben ein frühes Ende gesetzt.

Die deutsche Luftschiffahrt trauert um einen Mitarbeiter, von dem sie noch viel, sehr viel hätte erwarten dürfen.

Göttingen, im März 1916.

L. Prandtl.

[1]) Erschienen bei Springer, Berlin 1911.

[2]) Luftschrauben. Leitfaden für den Bau und die Behandlung von Propellern. Verlag von F. B. Auffahrt, Frankfurt a. M., 1912.

Geschäftliche Mitteilungen der Wissenschaftlichen Gesellschaft für Luftfahrt

Telegrammadresse: Flugwissen — Geschäftsstelle: Berlin-Charlottenburg 4, Dahlmannstraße 34 (am Bahnhof Charlottenburg) — Fernsprecher: Amt Steinplatz Nr. 6001.

1. Unseren verehrlichen Mitgliedern, die in so großer Anzahl, selbst aus dem Felde, ihrer warmen Anteilnahme an unserem schweren Verlust durch den Tod unseres hochgeschätzten Geschäftsführers Dipl.-Ing. Paul Béjeuhr Ausdruck verliehen haben, sprechen wir an dieser Stelle unseren herzlichsten Dank aus.

2. Auszeichnungen und Beförderungen:

Unser Mitglied, der Geheime Regierungsrat Professor Dr. Miethe, Berlin, ist mit dem Eisernen Kreuz am weißschwarzen Bande ausgezeichnet worden.

Das Eiserne Kreuz I. Klasse wurde, wie wir nachträglich erfahren, dem Abteilungschef im Kgl. Preuß. Kriegsministerium und Vertreter dieser hohen Behörde in unserem Vorstand, Oberst Oschmann, am 18. Dezember vor. Js. verliehen.

Oberstudienrat Dr. phil. F. J. Poeschel, Rektor der Fürsten- und Landesschule St. Afra in Meißen, der bekannte Freiballonführer und unser Mitglied, jetzt Major und Kommandeur einer Feldluftschiffabteilung im Osten, wurde mit dem Eisernen Kreuz I. Klasse ausgezeichnet, nachdem er das Eiserne Kreuz II. Klasse schon als Kompagnieführer in Flandern im November 1914 erhalten hatte.

Unser Mitglied, der Fabrik- und Rittergutsbesitzer Walter Selve, der außer der bereits gemeldeten Auszeichnung durch das Eiserne Kreuz, das Friedrich August-Kreuz II. Klasse erhielt, wurde zum Rittmeister befördert.

3. Der Direktor des Astrophysikalischen Observatoriums in Potsdam, Geheimrat Professor Dr. K. Schwarzschild, wurde als Ordentl. Honorar-Professor in der philosophischen Fakultät an die Berliner Universität berufen.

Die Geschäftsstelle.

Schriftleitung: Ansbert Vorreiter, Ingenieur, Berlin-Steglitz. — Druck von R. Oldenbourg in München.



Zeitschrift für Flugtechnik und Motorluftschiffahrt

Organ der Wissenschaftlichen Gesellschaft für Luftfahrt

VERLAG VON R. OLDENBOURG IN MÜNCHEN UND BERLIN

Jahrgang VII. | 29. April 1916. | Heft 7 u. 8.

1909), der durch Bruch der Bremse hervorgerufen worden war, eine mehrmonatliche Unterbrechung; Herr Béjeuhr trug einen mehrfachen Rippenbruch davon, durch den seine auch früher schon geschwächte Lunge anscheinend mit zu Schaden gekommen ist. Sein Pflichteifer und seine bewundernswerte Energie ließen ihn jedoch sofort nach seiner Wiederherstellung (März 1910) die Arbeiten wieder aufnehmen und im April zu Ende führen. Im Sommer erfolgte dann die mühevolle Ausarbeitung des Materials, das in Ila-Denkschrift Band II[1]) S. 210—290 niedergelegt ist (vgl. auch die Aufsätze in dieser Zeitschrift 1910 S. 16 u. f., 1911 S. 98 u. f., sowie das kleine Buch über Luftschrauben[2]), dessen Wurzeln auch in Frankfurter Arbeiten zu suchen sind.

Auf seinem weiteren Lebenswege ist Paul Béjeuhr dem Luftfahrtwesen treu geblieben. Er ging zunächst (Herbst 1910) als Assistent an die Modellversuchsanstalt Göttingen, wo er eine kleine Schraubenprüfanlage für Schraubenmodelle einrichtete und den Umbau des Ila-Schraubenwagens, der in den Besitz der Universität Göttingen übergegangen war, ~~leitete~~. Im Herbst 1911 wurde er in die Geschäftsführung des deutschen Luftfahrerverbands berufen und leitete hier mit vielem Geschick die deutsche Luftfahrer-Zeitschrift. Zur Zeit des I. u. II. »Zuverlässigkeitsfluges am Oberrhein« 1910 und 1911 sehen wir ihn bei der Organisation und Leitung dieser Flüge tätig, ebenso noch bei manchen späteren Flugveranstaltungen. Im Frühjahr 1912 leitete er die Arbeiten für die wissenschaftliche Abteilung der »Ala« (Allg. Luftschiffahrts-Ausstellung) in Berlin. Bei der Gründung der »Wissenschaftlichen Gesellschaft für Flugtechnik« wurde er zum Geschäftsführer dieser Gesellschaft gewählt; er hat bei der Geschäftsleitung der Arbeiten des Vorstandes und der zahlreichen Ausschüsse seine große Umsicht und Tatkraft aufs neue bewährt; sein bescheidenes und doch festes Auftreten hat ihm dabei die Freundschaft aller erworben, mit denen er durch gemeinsame Arbeit verbunden war.



Paul Béjeuhr †.

Neben seiner umfangreichen Amtstätigkeit hat er sich noch als erfolgreicher Schriftsteller betätigt, nicht nur in der luftfahrtlichen Fachpresse sondern mit besonderem Erfolg auch durch Aufsätze und Schriften populären Inhalts.

Am 8. August 1912 verheiratete er sich mit einer jungen Hamburgerin. Der sehr glücklichen Ehe entsproß am 10. August 1914 ein Töchterchen.

Beim Ausbruch des Krieges stellte sich Béjeuhr sofort der Fliegertruppe zur Verfügung. Er wurde sehr bald als Aufsichtsbeamter für die Motorenfabrikation nach Untertürkheim kommandiert; hier war er bis zuletzt tätig und hat dabei neben seiner sonstigen Tätigkeit noch Kurse in der Schule für Motorenmonteure abgehalten.

Im Alter von 34 Jahren hat der Tod den schaffensfreudigen Mann ereilt. Seine große Willenskraft hatte bis dahin immer den zarten Körper aufrecht zu erhalten vermocht. Doch hat er, in hingebender Pflichttreue gegen die Aufgaben, die ihm im Dienste für das Vaterland übertragen waren, dem Körper wohl zu viel zugemutet; eine Lungenblutung hat dann seinem arbeitsreichen Leben ein frühes Ende gesetzt.

Die deutsche Luftschiffahrt trauert um einen Mitarbeiter, von dem sie noch viel, sehr viel hätte erwarten dürfen.

Göttingen, im März 1916.

L. Prandtl.

[1]) Erschienen bei Springer, Berlin 1911.

[2]) Luftschrauben. Leitfaden für den Bau und die Behandlung von Propellern. Verlag von F. B. Auffahrt, Frankfurt a. M., 1912.

Geschäftliche Mitteilungen der Wissenschaftlichen Gesellschaft für Luftfahrt

Telegrammadresse: Flugwissen

Geschäftsstelle: Berlin-Charlottenburg 4
Dahlmannstraße 34 (am Bahnhof Charlottenburg)

Fernsprecher: Amt Steinplatz Nr. 6001.

1. Unseren verehrlichen Mitgliedern, die in so großer Anzahl, selbst aus dem Felde, ihrer warmen Anteilnahme an unserem schweren Verlust durch den Tod unseres hochgeschätzten Geschäftsführers Dipl.-Ing. Paul Béjeuhr Ausdruck verliehen haben, sprechen wir an dieser Stelle unseren herzlichsten Dank aus.

2. Auszeichnungen und Beförderungen:

Unser Mitglied, der Geheime Regierungsrat Professor Dr. Miethe, Berlin, ist mit dem Eisernen Kreuz am weiß-schwarzen Bande ausgezeichnet worden.

Das Eiserne Kreuz I. Klasse wurde, wie wir nachträglich erfahren, dem Abteilungschef im Kgl. Preuß. Kriegsministerium und Vertreter dieser hohen Behörde in unserem Vorstand, Oberst Oschmann, am 18. Dezember vor. Js. verliehen.

Oberstudienrat Dr. phil. F. J. Poeschel, Rektor der Fürsten- und Landesschule St. Afra in Meißen, der bekannte Freiballonführer und unser Mitglied, jetzt Major und Kommandeur einer Feldluftschiffabteilung im Osten, wurde mit dem Eisernen Kreuz I. Klasse ausgezeichnet, nachdem er das Eiserne Kreuz II. Klasse schon als Kompagnieführer in Flandern im November 1914 erhalten hatte.

Unser Mitglied, der Fabrik- und Rittergutsbesitzer Walter Selve, der außer der bereits gemeldeten Auszeichnung durch das Eiserne Kreuz, das Friedrich August-Kreuz II. Klasse erhielt, wurde zum Rittmeister befördert.

3. Der Direktor des Astrophysikalischen Observatoriums in Potsdam, Geheimrat Professor Dr. K. Schwarzschild, wurde als Ordentl. Honorar-Professor in der philosophischen Fakultät an die Berliner Universität berufen.

Die Geschäftsstelle.

Schriftleitung: Ansbert Vorreiter, Ingenieur, Berlin-Steglitz. — Druck von R. Oldenbourg in München.

Zeitschrift für Flugtechnik und Motorluftschiffahrt

Organ der Wissenschaftlichen Gesellschaft für Luftfahrt

VERLAG VON R. OLDENBOURG IN MÜNCHEN UND BERLIN

Jahrgang VII. | 29. April 1916. | Heft 7 u. 8.

Zeitschrift für Flugtechnik und Motorluftschiffahrt

Organ der Wissenschaftlichen Gesellschaft für Luftfahrt

HERAUSGEBER UND SCHRIFTLEITER: Ingenieur ANSBERT VORREITER, BERLIN-STEGLITZ, Sedanstraße 40/II.

LEITER DES WISSENSCHAFTLICHEN TEILS: Dr. L. PRANDTL, Professor an der Universität Göttingen und Dr.-Ing. F. BENDEMANN, Professor, Direktor der Versuchsanstalt für Luftfahrt, Berlin-Adlershof

VERLAG VON R. OLDENBOURG IN MÜNCHEN UND BERLIN

Jahrgang VII. **29. April 1916.** **Heft 7 und 8.**

Die Zeitschrift erscheint am mittleren und letzten Sonnabend des Monats und kostet bei Bezug durch den Buchhandel, die Postämter oder die Verlagsanstalt innerhalb Deutschland und Österreich-Ungarn pro anno M. 12.—, pro Semester M. 6.—, im Ausland M. 15.— bei direktem Bezug durch den Verlag.
ANZEIGEN werden von der Verlagsbuchhandlung zum Preise von 15 Pf. für jeden mm Höhe bei 45 mm Spaltenbreite angenommen. Bei 6-, 9-, 12-, 18- und 24maliger Wiederholung wird ein steigender Rabatt gewährt — BEILAGEN, von denen zuvor ein Probe-Exemplar einzusenden ist, werden nach Vereinbarung beigefügt.
STELLENGESUCHE werden für Mitglieder der Wissenschaftlichen Gesellschaft für Flugtechnik mit 15 Pfg. für die Zeile berechnet.
Alle Zuschriften, welche die **Expedition** oder den Anzeigenteil des Blattes betreffen, sind zu adressieren: Verlagsbuchhandlung R. Oldenbourg, München.
Zuschriften für die **Schriftleitung**: Ing. Ansbert Vorreiter, Berlin-Steglitz, Sedanstr. 40/II. Fernsprechamt Steglitz 1779, Telegr.-Adresse: »Vorreiter Berlin-Steglitz«.

INHALT:

Eine Gleichung für Flügelprofile.

Von **E. Everling**-Adlershof.

Nachtrag zur „Geometrie der Flügelformen" in den Luftschrauben-Untersuchungen der ehemaligen Geschäftsstelle für Flugtechnik des Sonderausschusses der Jubiläumsstiftung der deutschen Industrie.

Von **F. Bendemann.**

I. Wert und Zweck einer Gleichung für Flügelprofile.

In den »Luftschrauben-Untersuchungen« ist bereits wiederholt[1]) von einem mathematischen Ansatz für den Querschnitt von Luftschraubenflügeln die Rede gewesen. Eine solche Profilformel wäre für aerodynamische Untersuchungen von großem Wert, wenn es mit ihrer Hilfe gelänge,

1. bei Modellversuchen mit Luftschrauben oder Tragdecken gewisse Änderungen der Profilform auf systematischem Wege hervorzubringen, ohne den Charakter der Umrißlinien und des Strömungsverlaufes dadurch zu ändern;

[1]) F. Bendemann, Z. f. Fl. u. M. **2**, S. 213—216, 1911; ebenda **3**, S. 44—49, 1912 (vgl. auch Diskussionsbemerkung von Prandtl S. 50), C. Schmid, ebenda **6**, S. 58, 1915; z. T. ausführlicher in F. Bendemann, Luftschrauben-Untersuchungen, Verlag R. Oldenbourg, München und Berlin, Heft I, 1911, S. 38 bis 41, und Heft II, 1912, S. 17—21.

2. gegebene Flügelprofile durch eine Formel auszudrücken, um sie durch wenige einfache Angaben in allen Teilen eindeutig festlegen zu können.

Der erstgenannte Zweck läßt sich auf mannigfache Weise erreichen. Es erscheint selbstverständlich und ist auch durch die bisherigen Versuche erwiesen, daß ein **stetiger** Verlauf der Körperumrisse, also eine stetige Zunahme der Krümmungsradien nach der Austrittkante hin für das Verhältnis von Widerstand zu Auftrieb oder von Drehmoment zu Schub vorteilhaft ist. Daher wird man sich auch bei systematischen Versuchen in erster Linie auf solche Gestalten beschränken können.

Nun ist schon früher[1]) eine Reihe von Kurven mit stetig von vorn nach hinten zunehmendem Krümmungsradius zur Herstellung von Luftschraubenprofilen benutzt worden, z. B. Spiralen, begrenzte Stücke von Sinuslinien und vor allem Parabeln. Aus den damaligen Erörterungen geht hervor, und es soll nun ausführlicher dargelegt werden, daß man durch zweckmäßige Addition und Subtraktion der Ordinaten verschiedener Parabeln die Gleichung von Flügelprofilen erhalten kann, deren wichtigste Abmessungen durch Veränderung der Formelkonstanten planmäßig variiert werden können, ohne daß der Gesamtcharakter der Profilform sich ändert. Außerdem stimmen diese Gestalten mit den in der Praxis erprobten und verwendeten im wesentlichen überein.

Bedeutend schwieriger ist die zweite Forderung zu erfüllen, den Kurvenverlauf einer vorliegenden, ausgeführten

[1]) F. Bendemann, Z. f. Fl. u. M. **3**, S. 49, 1912; dasselbe: Luftschrauben-Untersuchungen 1912, S. 19.



Flugzeugrippe oder eines Luftschraubenquerschnittes eindeutig und reproduzierbar durch eine Profilformel wiederzugeben. Die Gründe dafür sind folgende:

1. Die praktischen Profilformen werden meistens nach Augenmaß entworfen.
2. Hinter der Vorderkante befindet sich auf der Druckseite oft eine Unstetigkeit, weil die Vorderkante mit den benachbarten Teilen aus aerodynamischen Gründen gelegentlich »herabgezogen« wird.
3. Der Verlauf zur Hinterkante hin ist bei Flugzeugrippen oft, besonders auf der Druckseite, durch die Rücksichtnahme auf den Raumbedarf eines möglichst hohen und möglichst weit nach hinten liegenden Hinterholmes bestimmt und daher mit Unstetigkeiten behaftet. Sehr deutlich zeigt diese Abweichungen der englische B.E.-Doppeldecker.

Es ist jedoch gelungen, eine Gleichung zu finden, die mit hinreichender Annäherung eine Reihe von Flugzeugrippenformen und Schraubenflügelquerschnitten darstellt.

II. Wahl einer Profilformel.

Eine solche mathematische Gleichung für die Flügelprofilkurven muß, um praktisch verwendbar zu sein,

1. möglichst einfach sein,
2. nur solche mathematischen Funktionen enthalten, die einem weiteren Kreise bekannt und ohne Erklärungen verständlich sind,
3. auf rechtwinkelige (Cartesische) Parallelkoordinaten bezogen sein,
4. eine möglichst einfache zahlenmäßige Ausrechnung gestatten, am besten nur mit dem Rechenschieber, zur Not auch mit ein für allemal festzulegenden Tabellen,
5. eine stetige Abnahme der Krümmung von vorn nach hinten aufweisen,
6. aus den aerodynamisch wichtigsten Abmessungen des Profils in bezug auf ihre Konstanten möglichst leicht bestimmbar sein.

III. Einfacher Ansatz für eine Profilformel.

Diesen Anforderungen genügt in gewissem Grade die zuerst von Bendemann[1]) vorgeschlagene, von Prandtl[1]) verallgemeinerte Überlagerung verschiedener Parabeln. Jedoch erhält man durch die einfache Bendemannsche Form

$$y = \pm A\, l \left(\sqrt{\frac{x}{l}} - \frac{x}{l} \right) \quad . \; . \; . \; . \; . \; (1)$$

und die allgemeine Prandtlsche Gleichung

$$y = \bar{a} \left(\frac{x}{l} \right)^m \left(\frac{l - x}{l} \right)^n \quad . \; . \; . \; . \; . \; . \; (2)$$

nur symmetrische Kurven, die sich z. B. als Umrißlinien von Körpern geringen Strömungswiderstandes (Luftschiffkörpern, Stielen) eignen, nicht aber die zur Erzeugung einseitiger Strömungskräfte (Tragdeckenauftrieb, Schraubenschub) erforderliche Unsymmetrie aufweisen. Diese Unsymmetrie hineinzutragen, lagen bisher nur Vorschläge vor, die etwas Unorganisches an sich haben. Am gangbarsten schien der Prandtlsche Weg, die Ordinaten der symmetrischen Umrißlinie auf eine irgendwie gekrümmte Mittellinie, z. B. einen Kreisbogen, statt auf ihre gerade Symmetrieachse, d. i. die Abszissenachse des Koordinatensystems, aufzutragen. Die so entstandene Form ist aber mathematisch zu verwickelt, um einer näheren Behandlung fähig zu sein, besonders hinsichtlich ihrer Bestimmung aus den wichtigsten äußeren Abmessungen, wie sie oben (II. Abschnitt, Punkt 6) gefordert wurde.

Deshalb ist inzwischen von Bendemann ein neuer Weg vorgeschlagen worden: Es werden für Druck- und Saugseite zwei verschiedene, jedoch in bestimmter Weise zusammenhängende Gleichungen parabolischen Charakters benutzt, derart, daß sie am Kopfe des Flügelprofils, d. h. für den Anfangspunkt des Koordinatensystems und seine Umgebung, Symmetrie ergeben, im weiteren Verlauf aber durch stetig zunehmende Verschiedenheit zu unsymmetrischem Verlauf und deshalb zur Überschneidung (Hinterkante) führen. Das läßt sich z. B. auf folgende einfache Weise erreichen: Man setzt

$$\left. \begin{aligned} y_s &= + a\sqrt{x} - b\sqrt{x^3} \text{ für die Saugseite} \\ \text{und} \quad y_d &= - a\sqrt{x} - c\sqrt{x^3} \text{ für die Druckseite} \end{aligned} \right\} \quad . \; . \; (3)$$

wobei a, b und c positive Zahlenwerte haben. Dieser Ansatz ergibt z. B. mit

$$a = 0{,}1; \quad b = 1{,}1; \quad c = 0{,}9 \quad . \; . \; . \; . \; (4)$$

die in Fig. 1 dargestellte Form. Durch Änderung der Koeffizienten a, b und c kann man die Form in gewissen Grenzen planmäßig abwandeln. Dies zeigen die Fig. 1 bis 5, in denen die Konstanten nach Tab. 1 gewählt sind. Dabei ist zwischen a, b und c eine solche Beziehung gewählt worden, daß der Schnittpunkt von Saug- und Druckseite die Abszisse $x = 1$ hat. Es ist nämlich

$$a - b = -a - c = -d \quad . \; . \; . \; . \; . \; (5)$$

gesetzt worden, also

$$c = b - 2a \quad . \; . \; . \; . \; . \; . \; . \; (6)$$

Die Größe d, der gemeinsame Wert der (negativen) Ordinaten von Saug- und Druckseite für ihren Schnittpunkt, d. h. die Senkung der Hinterkante unter die Abszissenachse, ist als unabhängige Größe in die Tabelle eingetragen.

Tabelle 1.

Zahlenwerte der Konstanten für die Figuren 1 bis 5.

Figur		1	2	3	4	5
Gegebene Grössen	a =	0,1	0,15	0,2	0,1	0,05
	d =	1,0	1,0	1,0	0,5	0,5
also nach Gl. (5)	b =	1,1	1,15	1,2	0,6	0,55
	c =	0,9	0,85	0,8	0,4	0,45

Nach der Tabelle unterscheiden sich die drei ersten Figuren einerseits, die beiden letzten anderseits nur durch die Konstante a, die, wie wir in den folgenden Betrachtungen sehen werden, durch die Größe des Kopfkreises der Profilkurve eindeutig festgelegt ist. Die Bilder zeigen, wie die Dicke sich gleichzeitig mit der Konstanten a so ändert, daß der ganze Verlauf denselben Charakter beibehält. Fig. 1 und 4 weisen das gleiche a, aber eine verschiedene Senkung der Hinterkante d, infolgedessen verschiedene Länge und Wölbung, aber gleichen Kopfkreis auf. Fig. 4 kann man sich aus 3, ebenso 5 aus 1 entstanden denken durch Halbierung der Ordinaten. Man erkennt die hierdurch hervorgerufenen charakteristischen Unterschiede; man sieht aber gleichzeitig auch, daß die Zahl der möglichen Änderungen bei Beschränkung auf drei Konstanten a, b und c, die zudem noch durch die Beziehung (6) verknüpft sind, nicht groß genug ist, um allgemeine systematische Versuche darauf zu begründen, geschweige denn, um eine vorgelegte Flügelform durch die Gleichung darstellen zu können. Auch wenn man statt der Abszisse $x = 1$ für den Schnittpunkt der beiden Kurven (3) allgemeiner $x = x_0$ annimmt, also die Gleichung (6) wieder fallen läßt, so bedeutet das lediglich eine Änderung der Maßeinheit der Koordinaten, und man erhält Formen, die denen nach Gleichung (3) und (6) bei passender Wahl der Konstanten a, b und c geometrisch ähnlich sind.

Wenn man in Gleichung (3) für die Exponenten von x an Stelle von $\frac{1}{2}$ und $\frac{3}{2}$ beliebige Größen $\frac{p}{2}$ und $\frac{q}{2}$ ansetzt, so gewinnt man zwar die Möglichkeit einer weitgehenden

[1]) Vgl. Anm. 1, Spalte 1 dieses Berichtes.

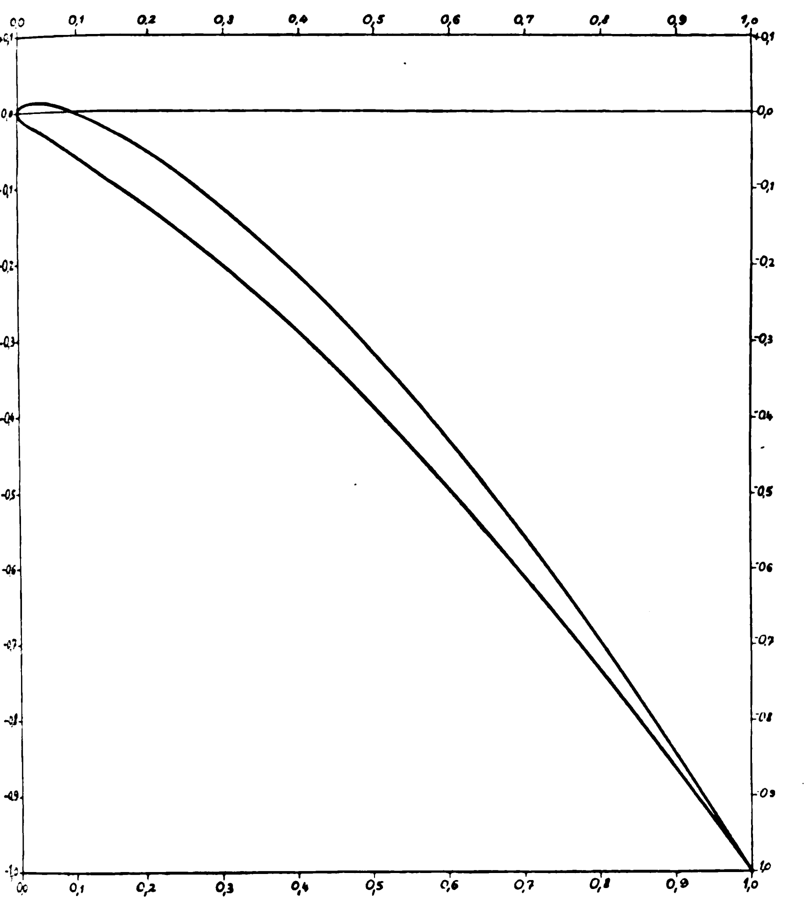


Fig. 1. **Flügelprofil nach** der Gleichung:

$y_s = +0{,}1\sqrt{x} - 1{,}1\sqrt{x^3}$ für die Saugseite und

$y_d = -0{,}1\sqrt{x} - 0{,}9\sqrt{x^3}$ für die Druckseite.

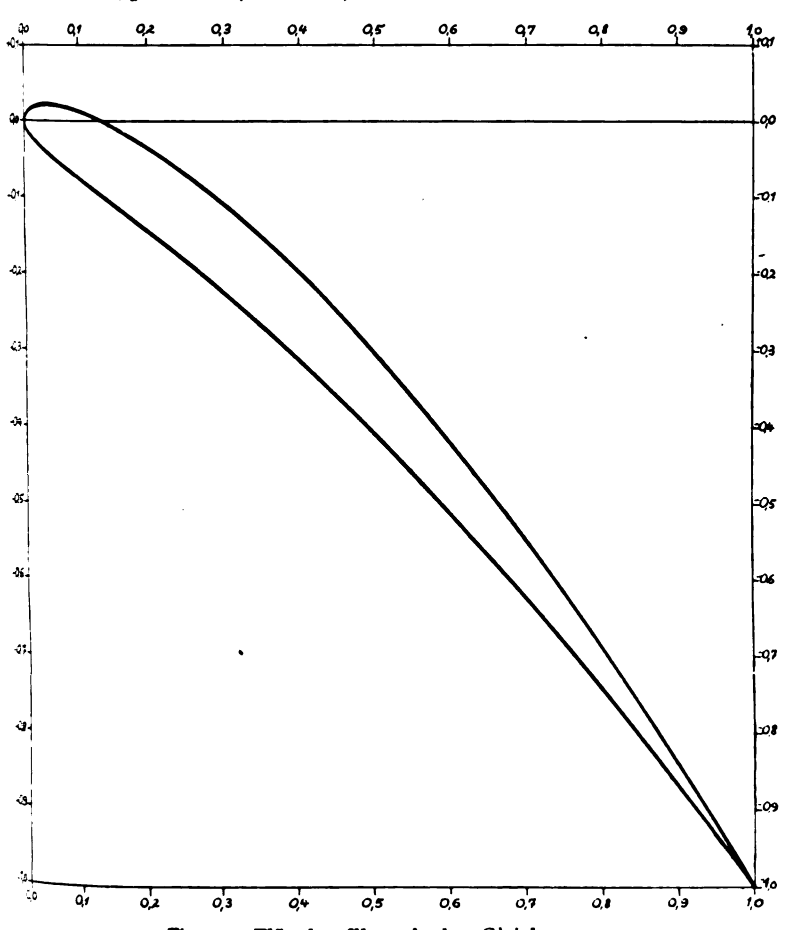


Fig. 2. **Flügelprofil** nach der Gleichung:

$y_s = +0{,}15\sqrt{x} - 1{,}15\sqrt{x^3}$ für die Saugseite und

$y_d = -0{,}15\sqrt{x} - 0{,}85\sqrt{x^3}$ für die Druckseite.

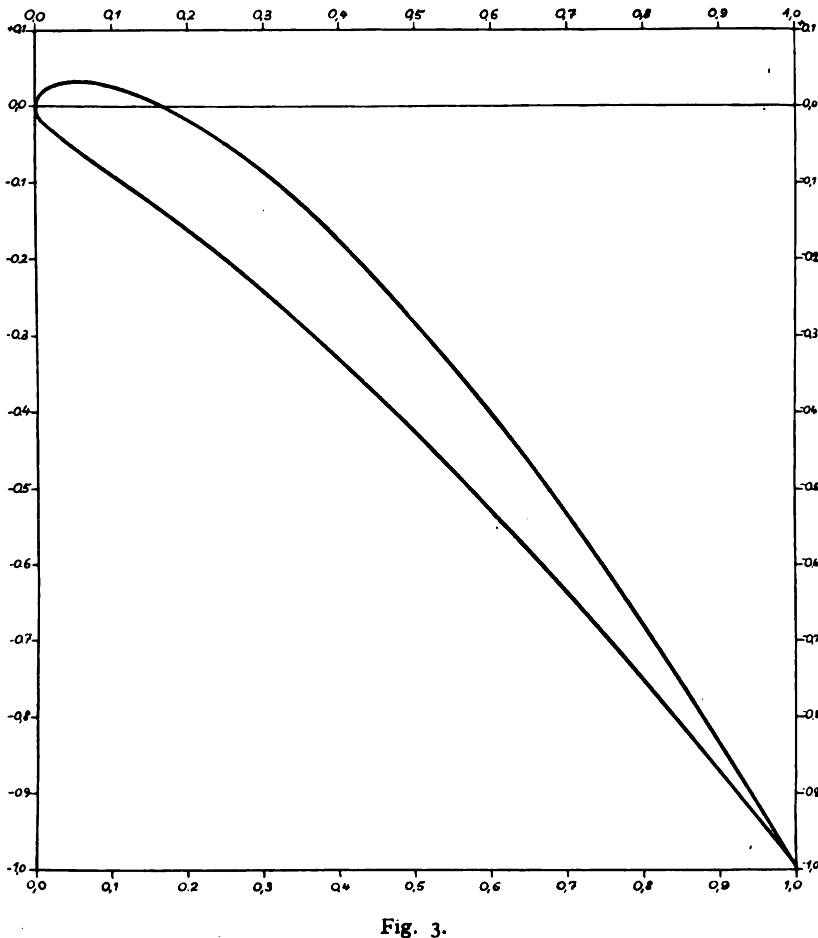


Fig. 3.

Flügelprofil nach der Gleichung:

$y_s = +0{,}2\sqrt{x} - 1{,}2\sqrt{x^3}$ für die Saugseite und

$y_d = -0{,}2\sqrt{x} - 0{,}8\sqrt{x^3}$ für die Druckseite.

Anpassung an fertige oder vorgeschriebene Profilformen; die Gleichungen werden jedoch ziemlich verwickelt, auch die Berechnung ist nicht mehr so einfach, wie es nach unseren oben aufgestellten Forderungen (II. Abschnitt, Punkt 1 und 4) wünschenswert ist. In diesem Falle folgen statt der Gleichungen (3) die Formeln

$$\left.\begin{aligned} y_s &= +a\sqrt{x^p} - b\sqrt{x^q} \text{ für die Saugseite,} \\ y_d &= -a\sqrt{x^p} - c\sqrt{x^q} \text{ für die Druckseite,} \end{aligned}\right\} \quad . \quad . \quad (7)$$

und man erkennt leicht, daß im Falle

$$\frac{q}{2} = \frac{p}{2} + 1 \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (8)$$

die erste der Gleichungen (7) für die Saugseite einen Sonderfall der Prandtlschen Gleichung (2) für die Werte

$$m = \frac{p}{2}; \quad n = 1; \quad l = \frac{a}{b}; \quad \bar{a} = a \cdot l^{\frac{p}{2}} \quad . \quad . \quad . \quad (9)$$

darstellt. Auch diese Prandtlsche Gleichung (2) wäre für die Anwendung nicht geeignet, selbst wenn man sie für die Druckseite verwendbar machen würde. Die Gründe sind die gleichen wie für den verallgemeinerten Ansatz (7).

IV. Verallgemeinerter Ansatz für die Profilformel.

Durch Hinzufügung eines weiteren Gliedes kann jedoch die notwendige Verallgemeinerung der Gleichung (3) und ihre Anpassung an die praktischen Erfordernisse in einfachster Weise erzielt werden: Wir addieren zu den Ordinaten der Parabelformen die Ordinaten einer Geraden, d. h. die mit einer Konstanten multiplizierten Abszissenwerte x; wir setzen also unsere Gleichung an in der Form

$$\left.\begin{aligned} y_s &= \sqrt{x}\,(a_s + b_s\sqrt{x} + c_s x) \text{ für die Saugseite} \\ \text{und} \quad y_d &= \sqrt{x}\,(a_d + b_d\sqrt{x} + c_d x) \text{ für die Druckseite.} \end{aligned}\right\} . \quad (10)$$

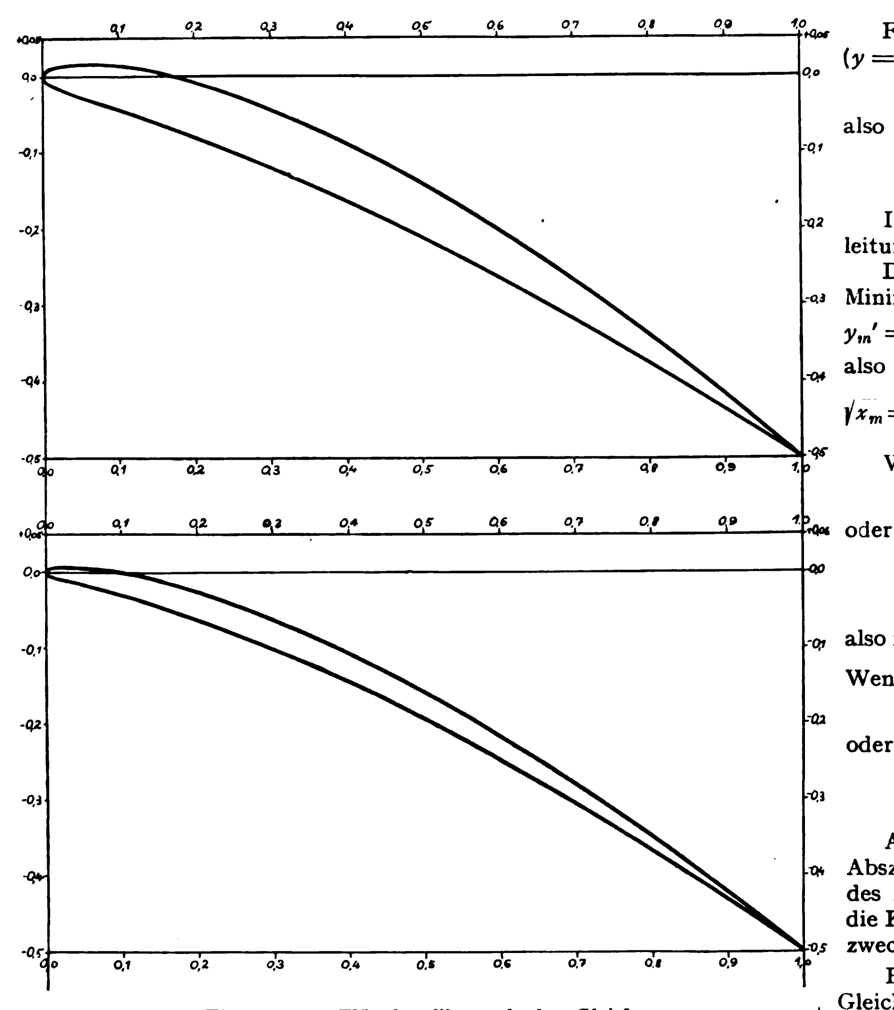


Fig. 4 u. 5. **Flügelprofile** nach der Gleichung:
Oben:

$$y_s = +0{,}1\sqrt{x} - 0{,}6\sqrt{x^3} \text{ für die Saugseite und}$$

$$y_d = -0{,}1\sqrt{x} - 0{,}4\sqrt{x^3} \text{ für die Druckseite.}$$

Unten:

$$y_s = +0{,}05\sqrt{x} - 0{,}55\sqrt{x^3} \text{ für die Saugseite und}$$

$$y_d = -0{,}05\sqrt{x} - 0{,}45\sqrt{x^3} \text{ für die Druckseite.}$$

Die Konstanten a_s, b_s, c_s und a_d, b_d, c_d sind jetzt natürlich nicht mehr sämtlich positiv, sie haben auch eine andere Bedeutung als in Gleichung (3). Um nun zu zeigen, wie diese Konstanten sich aus den geforderten oder praktisch vorliegenden Gestalteigenschaften einer Profilkurve bestimmen lassen, müssen wir zunächst die wichtigsten Eigenschaften der Umrißlinie durch jene Konstanten ausdrücken.

Zu diesem Zweck diskutieren wir die Gleichung (10), die wir in der Form

$$y = \sqrt{x}\,(a + b \cdot \sqrt{x} + c \cdot x) \quad \ldots \quad (11)$$

schreiben können. Die drei ersten Ableitungen dieser Gleichung sind

$$y' = \frac{1}{2\sqrt{x}}\,(a + 2b\sqrt{x} + 3cx) \quad \ldots \quad (12)$$

$$y'' = \frac{1}{4\sqrt{x^3}}\,(3cx - a) \quad \ldots \quad (13)$$

$$y''' = \frac{3}{8\sqrt{x^5}}\,(a - cx) \quad \ldots \quad (14)$$

Daher lautet die Gleichung einer Tangente im Punkte (x_t, y_t):

$$\left.\begin{aligned} y - y_t &= y_t'\,(x - x_t) \\ \text{oder} \\ y &= \frac{1}{2\sqrt{x_t}}\,[x\,(a + 2b\sqrt{x_t} + 3cx_t) + x_t\,(a - cx_t)]. \end{aligned}\right\} \quad (15)$$

Für die Schnittpunkte der Kurve mit der X-Achse $(y = 0)$ ergibt sich:

$$\left.\begin{aligned} y &= \sqrt{x}\,(a + b\sqrt{x} + cx) = 0, \\ \text{also} \\ \sqrt{x} &= 0 \text{ und } \sqrt{x} = \frac{1}{2c}\,(-b \pm \sqrt{b^2 - 4ac}). \end{aligned}\right\} \quad . \ (16)$$

Im Nullpunkte ist nach Gleichung (12) die erste Ableitung unendlich groß, d. h. die Y-Achse ist dort Tangente.

Die Kurve hat ferner Extremwerte (Maxima oder Minima) für:

$$\left.\begin{aligned} &y_m' = 0, \text{ d. h. } a + 2b\sqrt{x_m} + 3cx_m = 0, \\ &\text{also für} \\ &\sqrt{x_m} = \frac{1}{3c}(-b \pm \sqrt{b^2 - 3ac}) \text{ und } y_m = \frac{\sqrt{x_m}}{3}\,(2a + b\sqrt{x_m}). \end{aligned}\right\} (17)$$

Wendepunkte existieren für:

$$\left.\begin{aligned} &y_w'' = 0, \text{ d. h. } 3cx_w - a = 0 \\ &\text{oder} \\ &x_w = \frac{a}{3c} \text{ und } y_w = \frac{a}{3c}\left(4\sqrt{\frac{ac}{3}} + b\right), \end{aligned}\right\} \quad . \ . \ (18)$$

also nur für den Fall, daß $\frac{a}{c}$ positiv ist; die Gleichung der Wendetangente lautet nach (15):

$$\left.\begin{aligned} &y - y_w = (\sqrt{3ac} + b)\,(x - x_w) \\ &\text{oder} \\ &y = x\,(\sqrt{3ac} + b) + \frac{a}{3}\sqrt{\frac{a}{3c}}. \end{aligned}\right\} \quad . \ . \ . \ (19)$$

Aus den Gleichungen (15) und (18) folgt, daß die Abszisse x_w des Wendepunktes ein Drittel der Abszisse x_t des Punktes ist, in dem eine Tangente aus dem Nullpunkt die Kurve berührt; diese Beziehung kann für Konstruktionszwecke wertvoll sein.

Für den Krümmungsradius gilt die allgemeine Gleichung

$$r = \pm \frac{\sqrt{1 + y'^2}^3}{y''}, \quad \ldots \ldots \quad (20)$$

also in unserem Falle für den Nullpunkt:

$$r = \frac{a^2}{2} \text{ oder } a = \sqrt{2r} = \sqrt{d}, \quad \ldots \quad (21)$$

wo d der Durchmesser des Kopfkreises ist. Durch Differentiation von r nach x folgt allgemein:

$$\frac{dr}{dx} = \frac{\sqrt{1 + y'^2}}{y''^2}\,\{3y'y''^2 - y'''(1 + y'^2)\}, \quad . \ . \ (22)$$

also in unserem Falle für $x = 0$, weil die geschweifte Klammer alsdann identisch verschwindet,

$$\lim_{x=0} \frac{dr}{dx} = 0, \quad \ldots \ldots \quad (23)$$

woraus folgt, daß der Krümmungsradius im Nullpunkt seinen Kleinstwert hat, der durch das mit der niedrigsten Potenz von x multiplizierte Glied der Gleichung (11) bestimmt ist. Damit nun der Krümmungsradius im Nullpunkt für Saug- und Druckseite, die in diesem Punkte bereits die Tangente gemeinsam haben, ebenfalls den gleichen Wert hat, müssen a_s und a_d ihrem absoluten Werte nach übereinstimmen, jedoch verschiedenes Vorzeichen haben, da die Saugseite vom Nullpunkt aus nach oben, die Druckseite nach unten verläuft. Wir haben also:

$$a_s = -a_d = +\sqrt{d}. \quad \ldots \ldots \quad (24)$$

Alsdann wird die Rippenkurve im Nullpunkt und in seiner Umgebung symmetrisch in bezug auf die X-Achse. Der Mittelpunkt des Kopfkreises liegt auf ihr und der Berührungsradius fällt mit ihr zusammen.

Nun ist nach Knoller[1]) die Mittellinie einer solchen Flügelprofilform definiert als der geometrische Ort der Mittel-

[1]) R. Knoller, Jahrbuch der Wiss. Ges. f. Luftf., Bd. III, 2. Lfg., S. 108, 1914. Verlag J. Springer, Berlin 1915.

punkte aller eingeschriebenen Kreise. Diese Mittellinie endet also in der zugeschärften Austrittkante einerseits (bzw. bei schwach abgerundeter Austrittkante im Mittelpunkte des Abrundungskreises), anderseits im Mittelpunkte des Kopfkreises. Wir können sie uns jedoch nahezu stetig verlängert denken durch den Berührungsradius. Wir finden alsdann, daß unsere X-Achse Tangente dieser Mittellinie an der Eintrittkante ist. Die Sehne der Mittellinie wollen wir für unsere Betrachtung als Sehne der Profilform zugrunde legen, da die in der Praxis übliche Angabe der Tangentialsehne der Druckseite für beiderseitig konvexe Flügelquerschnitte versagt. Diese Definition der Sehne mit Hilfe der Knollerschen Mittellinie ist unabhängig von dem augenblicklichen Anstellwinkel des Tragdeckenprofils oder von der Steigung des Luftschraubenflügels, im Gegensatz zu dem Vorschlag von Gümbel[1]), die Verbindung der durch die Achsrichtung der Luft- oder Wasserschraube gekennzeichneten Vorderkante mit der zugeschärften (oder entsprechend definierten) Hinterkante als Sehne zu verwenden.

Die Koordinaten für die Austrittkante selbst erhalten wir aus der Bedingung, daß für einen Abszissenwert x_0 die beiden Gleichungen (10) denselben Wert y_0 für y_s und y_d ergeben, also:

$$\begin{aligned} y_s = y_d = y_0 &= \sqrt{x_0}\,(a_s + b_s\sqrt{x_0} + c_s x_0) \\ &= \sqrt{x_0}\,(a_d + b_d\sqrt{x_0} + c_d x_0). \quad \dots \quad (25) \end{aligned}$$

Daraus folgt für x_0 bzw. $\sqrt{x_0}$ zunächst der selbstverständliche Wert 0, weiterhin:

$$\sqrt{x_0} = \frac{1}{2\,(c_s - c_d)}\left\{b_d - b_s \pm \sqrt{(b_d - b_s)^2 + 4\,(a_d - a_s)(c_s - c_d)}\right\}. \quad (26)$$

Dieser Wert ist in Gleichung (10) oder (25) einzuführen; dann folgt

$$y_0 = \frac{1}{4\,(c_s - c_d)^3}\left(b_d - b_s \pm \sqrt{}\right)\begin{vmatrix} a_s & a_d & b_s - b_d \mp \sqrt{} \\ b_s & b_d & c_s - c_d \\ c_s & c_d & 0 \end{vmatrix}, \quad (27)$$

also eine Form, die gegenüber einer Vertauschung der Zeiger s und d unveränderlich ist. Von den beiden Vorzeichen der Quadratwurzel ist stets das zu nehmen, das den kleineren positiven Wert für x_0 ergibt, da sich natürlich, vom gemeinsamen Nullpunkte abgesehen, Druck- und Saugseite nur einmal schneiden können. Im allgemeinen benötigen wir jedoch das Resultat der Gleichungen (26) und (27) deshalb nicht, weil x_0 und y_0 meist gegeben sein werden und die Aufgabe vorwiegend darin besteht, aus diesen Werten die Konstanten a_s, b_s, c_s und a_d, b_d, c_d mit Hilfe der Gleichungen (25) zu ermitteln. Wir rechnen daher im folgenden stets mit den Größen x_0 und y_0 selbst.

Die Länge des Profils, gemessen an der oben definierten Sehne der Mittellinie, hat den Wert:

$$l = \sqrt{x_0^2 + y_0^2}; \quad \dots \dots \quad (28)$$

die Neigung dieser Sehne gegen die X-Achse, zugleich der Winkel der Mittellinie gegen die Sehne an der Eintrittkante, ergibt sich aus

$$\operatorname{tg}\alpha_e = \frac{y_0}{x_0}, \quad \dots \dots \quad (29)$$

und die Gleichung der Sehne selbst ist dementsprechend:

$$y = x \cdot \frac{y_0}{x_0} = \frac{x}{\sqrt{x_0}}\,(a + b\sqrt{x_0} + c x_0) \quad \dots \quad (30)$$

oder in der Normalform

$$\frac{x y_0 - y x_0}{l} = 0. \quad \dots \dots \quad (31)$$

Mit Hilfe dieser Normalform erhält man den senkrechten Abstand f eines Punktes (x, y) der Kurve von der Sehne:

$$\pm f = \frac{x y_0 - y x_0}{l} = \frac{\sqrt{x x_0}}{l}\,(c\sqrt{x x_0} - a)\,(\sqrt{x_0} - \sqrt{x}). \quad (32)$$

[1]) Gümbel, Jahrbuch der Schiffbautechn. Ges., Bd. XV, S. 437, 1914. Verlag J. Springer, Berlin 1914.

Für den Größtwert dieses Abstandes, die Pfeilhöhe f_m, muß die Ableitung von f nach x verschwinden:

$$\left.\begin{aligned} &\left(\frac{df}{dx}\right)_{f=f_m} = 0, \text{ d.h. } 3c\sqrt{x_0}\,x_m - 2\,(a + c x_0)\sqrt{x_m} + a\sqrt{x_0} = 0 \\ &\text{oder} \\ &\sqrt{x_m} = \frac{1}{3c\sqrt{x_0}}\left\{a + c x_0 \pm \sqrt{a^2 + c^2 x_0^2 - a c x_0}\right\}, \end{aligned}\right\} \quad (33)$$

also für die Pfeilhöhe selbst nach den Gleichungen (32):

$$f_m = \frac{1}{27 c^2 l \sqrt{x_0}}\left\{\pm 2\sqrt{}^{\,3} - (a + c x_0)(5 a c x_0 - 2 a^2 - 2 c^2 x_0^2)\right\}. \quad (34)$$

Wenn man anderseits den Wert x_0 in die Gleichung (12) einsetzt, so erhält man für die Winkel der Austrittangenten der Saug- und Druckseite gegen die horizontale X-Achse:

$$\left.\begin{aligned} \operatorname{tg}\varepsilon_s &= \frac{1}{2\sqrt{x_0}}\,(a_s + 2 b_s\sqrt{x_0} + 3 c_s x_0) \\ \text{und} \qquad & \\ \operatorname{tg}\varepsilon_d &= \frac{1}{2\sqrt{x_0}}\,(a_d + 2 b_d\sqrt{x_0} + 3 c_d x_0). \end{aligned}\right\} \quad \dots \quad (35)$$

Der Austrittwinkel der Saug- und Druckseite gegen die Sehne berechnet sich daraus nach (29):

$$\left.\begin{aligned} &\operatorname{tg}\alpha_s = \operatorname{tg}(\varepsilon_s - \alpha_e) \\ &= \frac{\sqrt{x_0}\,(c_s x_0 - a_s)}{2 x_0 + (a_s + b_s\sqrt{x_0} + c_s x_0)\,(a_s + 2 b_s\sqrt{x_0} + 3 c_s x_0)}, \\ &\operatorname{tg}\alpha_d = \operatorname{tg}(\varepsilon_d - \alpha_e) \\ &= \frac{\sqrt{x_0}\,(c_d x_0 - a_d)}{2 x_0 + (a_d + b_d\sqrt{x_0} + c_d x_0)\,(a_d + 2 b_d\sqrt{x_0} + 3 c_d x_0)}, \end{aligned}\right\} \quad (36)$$

und der Winkel der Austrittangenten gegeneinander, d. h. die hintere Zuschärfung des Profils, mit Hilfe von Gleichung (25)

$$\begin{aligned} &\operatorname{tg}\varepsilon_a = \operatorname{tg}(\varepsilon_d - \varepsilon_s) \\ &= 2\sqrt{x_0}\,\frac{a_s - a_d + (c_d - c_s)\,x_0}{4 x_0 + (a_s + 2 b_s\sqrt{x_0} + 3 c_s x_0)\,(a_d + 2 b_d\sqrt{x_0} + 3 c_d x_0)}. \quad (37) \end{aligned}$$

Endlich findet man noch für den Winkel der Mittellinie gegen die Sehne an der Austrittkante

$$\begin{aligned} &\operatorname{tg}\alpha_a = \operatorname{tg}\left(\frac{\alpha_s + \alpha_d}{2}\right) \\ &= \frac{\operatorname{tg}\alpha_s + \operatorname{tg}\alpha_d}{1 + \sqrt{1 + \operatorname{tg}^2\alpha_s}\,\sqrt{1 + \operatorname{tg}^2\alpha_d} - \operatorname{tg}\alpha_s \cdot \operatorname{tg}\alpha_d}. \quad (38) \end{aligned}$$

Die Gleichungen der Austrittangenten selbst lauten nach (15) in der Normalform:

$$\left.\begin{aligned} g_s &\equiv \frac{x\,(a_s + 2 b_s\sqrt{x_0} + 3 c_s x_0) - y \cdot 2\sqrt{x_0} + x_0\,(a_s - c_s x_0)}{\sqrt{(a_s + 2 b_s\sqrt{x_0} + 3 c_s x_0)^2 + 4 x_0}} = 0, \\ g_d &\equiv \frac{x\,(a_d + 2 b_d\sqrt{x_0} + 3 c_d x_0) - y \cdot 2\sqrt{x_0} + x_0\,(a_d - c_d x_0)}{\sqrt{(a_d + 2 b_d\sqrt{x_0} + 3 c_d x_0)^2 + 4 x_0}} = 0, \end{aligned}\right\} \quad (39)$$

also die Gleichung ihrer beiden Winkelhalbierenden, d. h. der Austrittangente der Mittellinie und der dazu senkrechten Geraden, in symbolischer Form:

$$g_s \pm g_d = 0 \quad \dots \dots \quad (40)$$

V. Berechnung der Konstanten.

Wir haben in den vorstehenden Erörterungen eine Musterkarte der mathematischen Formeln von mehr oder weniger wichtigen Gestalteigenschaften der Profilkurven zusammengestellt. Aus diesen Werten für den Kopfkreisradius, die Pfeilhöhe der Saug- und Druckseite, die Zuschärfung der Austrittkante usw., die entweder gefordert oder aus vorliegenden Profilformen entnommen werden, kann man nun a_s, b_s, c_s und a_d, b_d, c_d berechnen. Die Formeln werden jedoch zum Teil recht kompliziert, so daß es einfacher erscheint und zugleich erfahrungsgemäß von Vorteil ist, zur Berechnung der Konstanten von den angegebenen Abmessungen

nur den Kopfkreisdurchmesser d nach Gleichung (24) und die Werte x_0 und y_0, d. h. die Koordinaten der Austrittkante, beizubehalten, im übrigen aber die beiden letzten Werte, die noch zur vollständigen Berechnung der sechs Konstanten nötig sind, aus zwei nach bestimmten Grundsätzen gewählten Kurvenpunkten zu ermitteln.

Für eine Parallele zur Y-Achse im Abstande $k \cdot x_0$, wobei k ein echter Bruch ist, erhält man die Schnittpunkte y_{ks} und y_{kd} mit der Profilkurve. Mit Hilfe der Gleichungen (10), (24) und (25), von denen jede zwei Gleichungen darstellt, kann man alsdann die Konstanten durch die fünf gegebenen Werte d, x_0, y_0, y_{ks} und y_{kd} ausdrücken und erhält:

$$\left.\begin{aligned} a_s &= -a_d = \sqrt{d}, \\ b_s &= \frac{1}{k\,x_0}\left[\frac{y_{ks} - k\sqrt{k}\,y_0}{1-\sqrt{k}} - \sqrt{d\,k\,x_0}\,(1+\sqrt{k})\right], \\ b_d &= \frac{1}{k\,x_0}\left[\frac{y_{kd} - k\sqrt{k}\,y_0}{1-\sqrt{k}} + \sqrt{d\,k\,x_0}\,(1+\sqrt{k})\right], \\ c_s &= \frac{1}{k\,x_0\sqrt{x_0}}\left[\frac{k\,y_0 - y_{ks}}{1-\sqrt{k}} + \sqrt{d\,k\,x_0}\right], \\ c_d &= \frac{1}{k\,x_0\sqrt{x_0}}\left[\frac{k\,y_0 - y_{kd}}{1-\sqrt{k}} - \sqrt{d\,k\,x_0}\right]. \end{aligned}\right\} \quad (41)$$

Für die praktische Berechnung eignet sich besonders die Wahl einer Parallelen zur Y-Achse im Abstande von einem Viertel der größten Abszisse x_0, nämlich

$$k = \frac{1}{4} = 0{,}25, \text{ also } x = \frac{1}{4}x_0. \quad . \quad . \quad . \quad (42)$$

In diesem Falle ergibt sich mit Hilfe der Gleichungen (41) an Stelle der Ansatzgleichung (10) die folgende, die nur noch die vorgegebenen fünf Werte d, x_0, y_0, $\bar{y}_s$ und $\bar{y}_d$ (letztere beiden sind die zu dem Werte $0{,}25 \cdot x_0$ gehörigen Größen y_{ks} und y_{kd}) enthält:

$$\left.\begin{aligned} y_s &= X\Big\{+\sqrt{d\,x_0} + X\big[8\bar{y}_s - y_0 - 3\sqrt{d\,x_0}\big] \\ &\qquad + 2X^2\big[y_0 - 4\bar{y}_s + \sqrt{d\,x_0}\big]\Big\}, \\ y_d &= X\Big\{-\sqrt{d\,x_0} + X\big[8\bar{y}_d - y_0 + 3\sqrt{d\,x_0}\big] \\ &\qquad + 2X^2\big[y_0 - 4\bar{y}_d - \sqrt{d\,x_0}\big]\Big\}. \end{aligned}\right\} \quad (43)$$

Dabei ist X zur Abkürzung für $\sqrt{\frac{x}{x_0}}$ gesetzt worden.

VI. Ergebnis.

Wenn also ein praktisch gegebenes Flügelprofil durch eine mathematische Gleichung auszudrücken ist, oder eine solche Gleichung zum Zweck der Konstruktion einer planmäßigen Versuchsreihe von Flügelquerschnitten aufgestellt werden soll, so verfährt man nach dem Ergebnis des vorigen Abschnittes passend in folgender Weise: Man lege die Vorderkante mit der Stelle des geringsten Krümmungsradius, entsprechend dem Endpunkt der Knollerschen Mittellinie, so in den Nullpunkt eines Koordinatennetzes, daß die X-Achse Tangente an die Mittellinie, die Y-Achse Tangente an die Profilkurve selbst wird; dann bestimme man

1. den Durchmesser des kleinsten Krümmungskreises d,
2. die Abszisse der Austrittkante x_0,
3. die Ordinate der Austrittkante y_0,
4. die Ordinate der Saugseite für $x = \frac{1}{4}x_0$, $\bar{y}_s$,
5. die Ordinate der Druckseite für $x = \frac{1}{4}x_0$, $\bar{y}_d$.

Dann lautet die Gleichung der Profilkurve nach (43):

$$\left.\begin{aligned} y_s &= X\,(+A + X \cdot B_s + X^2 \cdot C_s), \\ y_d &= X\,(-A + X \cdot B_d + X^2 \cdot C_d), \end{aligned}\right\} \quad . \quad . \quad . \quad (44)$$

wobei die Abkürzungen bedeuten [vgl. (41)]:

$$\left.\begin{aligned} X &= \sqrt{\frac{x}{x_0}}, \\ A &= +\sqrt{d \cdot x_0}, \\ B_s &= 8\bar{y}_s - y_0 - 3A, \\ C_s &= 2y_0 - 8\bar{y}_s + 2A, \\ B_d &= 8\bar{y}_d - y_0 + 3A, \\ C_d &= 2y_0 - 8\bar{y}_d - 2A. \end{aligned}\right\} \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (45)$$

Zur Berechnung der Kurven ist es vorteilhaft, die folgenden Abszissenwerte zu nehmen:

$$\frac{x}{x_0} = 0{,}00 \;\; 0{,}01 \;\; 0{,}04 \;\; 0{,}09 \;\; 0{,}16 \;\; 0{,}25 \;\; 0{,}36 \;\; 0{,}49 \;\; 0{,}64 \;\; 0{,}81, \;\; 1{,}00;$$

dann wachsen die Abstände zwischen den berechneten Kurvenpunkten von der Vorderkante nach hinten (parabolisch), ungefähr entsprechend der Zunahme des Krümmungsradius und der erforderlichen Genauigkeit, außerdem werden die entsprechenden Werte von X recht einfach, nämlich:

$$X = 0{,}0 \;\; 0{,}1 \;\; 0{,}2 \;\; 0{,}3 \;\; 0{,}4 \;\; 0{,}5 \;\; 0{,}6 \;\; 0{,}7 \;\; 0{,}8 \;\; 0{,}9 \;\; 1{,}0.$$

Eine Kontrolle der Rechnung hat man dadurch, daß für $X = 0{,}0$ $0{,}5$ $1{,}0$ die zugehörigen Werte von y_s lauten müssen: $y_s = 0{,}0$ $\bar{y}_s$ y_0, und die von y_d: $y_d = 0{,}0$ $\bar{y}_d$ y_0.

Wenn man die Gleichungen (44) durch x_0 dividiert, so erkennt man, daß x_0 nichts weiter darstellt als eine Maßeinheit für x und y. Es ist jedoch im allgemeinen bequemer, x_0 nicht als Einheit zu nehmen, sondern alle vorkommenden Werte in der Einheit des betreffenden Koordinatennetzes, also im allgemeinen in Millimeter auszudrücken.

VII. Ein Beispiel.

Daß die angegebene Methode in vielen Fällen zum Ziele führt, zeigt ein von Eiffel[1]) entnommenes Beispiel, das Tragdeckenprofil Nr. 33 von einem Bréguet-Doppeldecker, übrigens die einzige unter den von Eiffel untersuchten Formen, die uns praktisch verwendbar erscheint. Die im Koordinatennetz gemessenen und die berechneten Werte nach der angegebenen und nach einer weiter unten erwähnten genaueren Formel sind in der folgenden Tabelle 2 zusammen-

[1]) G. Eiffel, Nouvelles Recherches sur la Résistance de l'Air et l'Aviation, Paris 1914, Text S. 115/116, Atlas Plan IV.

Tabelle 2.

Zusammenstellung der Koordinaten zu der Bréguet-Rippe Nr. 33 nach Eiffel, nach der Originalabbildung und nach den Formeln (44) und (46).

Für X = oder x =	0,1 1,4	0,2 5,6	0,3 12,7	0,4 22,6	0,5 35,3	0,6 50,8	0,7 69,1	0,8 90,3	0,9 114,2	1,0 — 141,0 mm
y_s nach Eiffel	+ 1,8	+ 2,9	+ 3,1	+ 2,1	− 1,1	− 7,2	− 16,0	− 27,5	− 42,1	− 60,0 mm
y_s nach Gleichung (44).	+ 2,0	+ 3,3	+ 3,5	+ 2,2	− 1,1	− 6,7	− 14,9	− 26,3	− 41,2	− 60,0 mm
y_s nach Gleichung (46).	+ 2,2	+ 3,7	+ 3,9	+ 2,4	− 1,1	− 7,0	− 15,7	− 27,2	− 41,9	− 60,0 mm
y_d nach Eiffel	− 1,9	− 2,9	− 4,6	− 7,3	− 11,4	− 16,8	− 24,1	− 33,8	− 45,8	− 60,0 mm
y_d nach Gleichung (44).	− 2,0	− 3,6	− 5,5	− 7,9	− 11,4	− 16,4	− 23,3	− 32,6	− 44,6	− 60,0 mm
y_d nach Gleichung (46).	− 1,8	− 3,2	− 5,0	− 7,6	− 11,4	− 16,8	− 24,0	− 33,5	− 45,4	− 60,0 mm

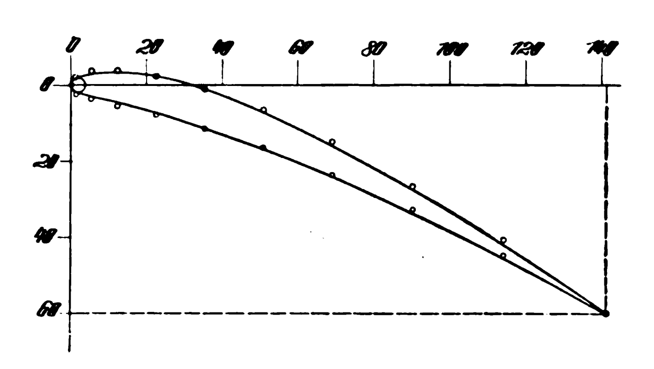
getragen und in Fig. 6 zur Darstellung gebracht. Man erkennt, daß die Übereinstimmung der vorliegenden und der nach Gleichung (44) berechneten Kurve im vorderen Teil der Saugseite recht gut ist, daß dagegen im hinteren Teil von Saug- und Druckseite Abweichungen der berechneten Kurve nach oben, entsprechend einer stärkeren Wölbung, im vorderen Teil der Druckseite aber Abweichungen nach unten auftreten. Da die Rippe, wenn die Zahlenangaben des Bildes Millimeter bedeuten, etwa im Maßstab 1 : 10 dargestellt ist (Fig. 6 ist jedoch noch auf die Hälfte verkleinert, also im Maßstab 1 : 20 wiedergegeben), so betragen die Abweichungen in Wirklichkeit höchstens 12 mm.

verhältnisse solcher Formen für Versuchszwecke systematisch zu verändern gestattet.

Die allgemeinen Eigenschaften der aus diesem Ansatz folgenden Profilkurven werden im Hinblick auf die Berechnung der Formelkonstanten untersucht.

An einem Beispiel wird gezeigt, daß man wenigstens eine Anzahl praktisch vorkommender Flügelprofile mit einiger Annäherung durch die Formel darzustellen vermag.

Durch eine kleine Abänderung der Formel kann diese Annäherung noch verbessert werden.



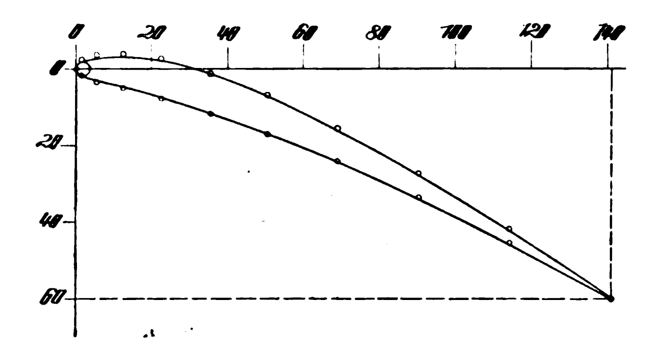


Fig. 6 und 7.

Vergleich der Bréguet-Rippe (Nr. 33 nach Eiffel, ausgezogen) mit den angesetzten Gleichungen (o o o o), in denen X für $\sqrt{\frac{x}{141,0}}$ geschrieben wurde:

Links:

$$y_s = X\,(+\,22{,}5 - 16{,}3\,X - 66{,}2\,X^2) \text{ für die Saugseite und}$$
$$y_d = X\,(-\,22{,}5 + 36{,}3\,X - 73{,}8\,X^2) \text{ für die Druckseite.}$$

Rechts:

$$y_s = X\,(+\,22{,}5 + 30{,}6\,X - 113{,}1\,X^2) \text{ für die Saugseite und}$$
$$y_d = X\,(-\,22{,}5 + 88{,}5\,X - 126{,}0\,X^2) \text{ für die Druckseite.}$$

VIII. Verbesserung der Formel.

Trotzdem gelingt es in dem vorliegenden Falle, die Übereinstimmung der gegebenen und der nach Gleichung (44) berechneten Kurve noch weiter zu verbessern, wenn man an der Formel eine kleine Abänderung anbringt, die zwar die Berechnung der allgemeinen Eigenschaften und der Zahlenwerte komplizierter gestaltet, aber eine Kurve von nahezu demselben Charakter ergibt. In der Gleichung (44) wird nämlich statt der Größe X^2 der Wert $X^{\frac{3}{2}}$ oder $\sqrt{X^3}$ eingeführt. Dann folgt:

$$\left.\begin{array}{l} y_s = X\,(+\,A + X \cdot B_s + \sqrt{X^3} \cdot C_s) \text{ für die Saugseite} \\ \text{und} \\ y_d = X\,(-\,A + X \cdot B_d + \sqrt{X^3} \cdot C_d) \text{ für die Druckseite,} \end{array}\right\} (46)$$

und statt der Gleichungen (45) zur Bestimmung der Konstanten ergeben sich etwas verwickeltere Beziehungen. Die Berechnung liefert in genau der gleichen Weise wie im vorigen Abschnitt die Werte, die in der jeweils dritten Zeile der Tabelle 2 angegeben sind. Den Vergleich der berechneten mit der gegebenen Kurve zeigt Fig. 7. Man erkennt, daß der vorher gut übereinstimmende Verlauf des vorderen Stückes der Saugseite jetzt mit größeren Abweichungen behaftet ist, daß dagegen die Übereinstimmung der anderen Teile sich bedeutend verbessert hat. Die Abweichungen betragen jetzt, auf natürliche Größe bezogen, nur noch 4 mm, ein Betrag, auf dessen weitere Verkleinerung man in Anbetracht der Ungenauigkeiten bei der Wiedergabe der Eiffelschen Flügelumrißkurven im Druck und beim Entwerfen der in der Praxis verwendeten Rippenprofile verzichten kann.

IX. Zusammenfassung.

Es wird der Nachweis geführt, daß es möglich ist, einen allgemeinen Ansatz für die mathematische Gleichung von Tragdecken- und Luftschraubenprofilen aufzustellen, der einfach ist und doch die aerodynamisch wichtigsten Gestalt-

Hilfsmittel zur numerischen Berechnung im Flugzeugbau.

(Flugzeugrechenschieber von Raoul Hofmann.)

Von Dipl.-Ing. **Max Munk.**

(Fortsetzung und Schluß aus Heft 5/6.)

Nun ist die Skala aber logarithmisch und daher kann die Multiplikation wie beim Rechenschieber geschehen: man geht auf der Skala um eine Strecke weiter, die logarithmisch der Größe $\left(\frac{N}{25}\right)^3$ entspricht, und liest hier das Produkt ab. Die Multiplikation mit $\left(\frac{N}{25}\right)^3$ entspricht einer dreimal hintereinander vorgenommenen Multiplikation mit $\frac{N}{25}$; die logarithmische Strecke für $\left(\frac{N}{25}\right)^3$ ist daher dreimal so groß wie die für $\frac{N}{25}$. Statt nun erst herunterzuloten und dann auf der Skala eine Strecke weit zu wandern, kann man auch den ins Auge gefaßten Kurvenpunkt zuerst um dieselbe Strecke parallel zur Skala verschieben und hierauf herunterloten und ablesen. Zugleich mit N ändert sich bei einer Veränderung von v auch der Wert von Q. Das Flugzeuggewicht, das bei veränderter Geschwindigkeit v gehoben werden kann, ist nach Gleichung 2) gegenüber der Geschwindigkeit 25 m/sek. $\left(\frac{N}{25}\right)^2$ mal so groß, und vor dem Herunterloten auf die Q-Skala muß der Kurvenpunkt parallel zur Abszissenachse um eine Strecke, die $\left(\frac{N}{25}\right)^2$ entspricht, verschoben werden. Diese Strecke ist offenbar doppelt so lang wie die Strecke für $\frac{N}{25}$; der Kurvenpunkt bewegt sich also bei einer Änderung der

Geschwindigkeit nach oben um die doppelte und nach der Seite um die dreifache Strecke, die $\frac{N}{25}$ logarithmisch entspricht. Der Kurvenpunkt verschiebt sich also, wenn man beide Bewegungen zusammenfaßt, auf einer Geraden unter der Neigung 2:3 zur Abszissenachse. In Fig. 3 ist durch den Anfangspunkt der Auftragung eine Gerade unter dieser Neigung gezogen, parallel zu ihr verschiebt sich der Kurvenpunkt bei einer Änderung der Geschwindigkeit. Ferner ist die Länge, um die er sich verschiebt, gleich der Diagonale des Rechteckes mit den Seiten $2 \log \frac{N}{25}$ und $3 \log \frac{N}{25}$; man kann auf der durch den Anfangspunkt gezogenen Geraden eine Skala anbringen, die die Verschiebung für eine bestimmte Geschwindigkeit zeigt. — Ähnlich verhält es sich bei einer Änderung ferner zu der Skala des dritten Stückes eine Parallele vom erreichten Punkt. Auf dieser schneidet die Tangente zur vierten Skala, die an die logarithmische Auftriebskurve gelegt ist, das gesuchte Stück ab, und bildet selbst die vierte Gerade des Streckenzuges.

Die Methode der logarithmischen Auftragung von Auftrieb und Widerstand ist ohne weitere Hilfsmittel außerordentlich leistungsfähig. Einer sehr wichtigen Aufgabe gegenüber versagt sie jedoch. Es wird häufig der Modellversuch gar nicht an dem vollständigen Modell, sondern nur an einem Modell der Tragflächen allein vorgenommen; anderseits wird ein Flugzeug oft in der Weise verändert, daß die Tragflächen selbst unverändert bleiben. In allen solchen Fällen ändert sich die gewöhnliche Auftriebskurve als solche nicht und gilt zugleich für das vollständige Modell bzw. für das geänderte

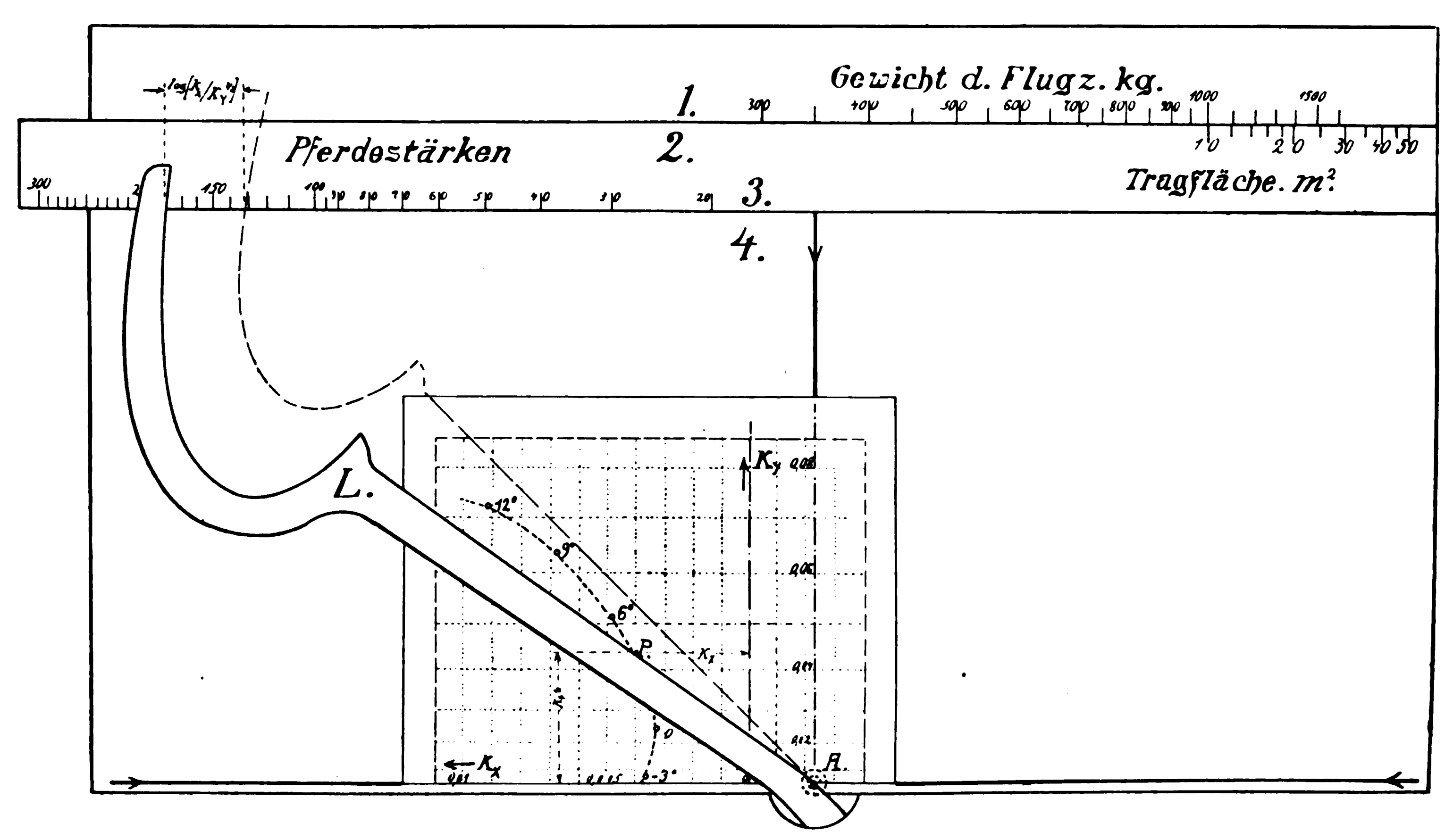


Fig. 4. **Flugzeugrechenschieber nach Raoul Hofmann.**

der Tragflächengröße F; nur kommt F in Gleichung 1) und 2) in derselben Potenz vor, und der Kurvenpunkt bewegt sich daher auf einer Geraden unter 45°. Auch in dieser Richtung ist eine Gerade mit einer Skala für F in Fig. 3 angebracht. — Zusammenfassend läßt sich sagen: Um für eine Geschwindigkeit v und Tragflächengröße F die Größen N und Q zu ermitteln, zeichne man parallel zu den vier durch den Koordinatenanfangspunkt gehenden Geraden vier Strecken, die zusammen einen am Anfangspunkt beginnenden und an dem ins Auge gefaßten Kurvenpunkt endenden zusammenhängenden Linienzug *A B C D E* ergeben. Ist die Länge der zu den F- und N-Achsen parallelen Strecken des Linienzuges den Skalen entsprechend gewählt, so stellen die beiden anderen Stücke entsprechend ihren parallelen Skalen die gesuchten Größen dar. Jeder solcher Streckenzug stellt ein System von vier zueinander gehörenden Werten dar; sind zwei Größen und der Kurvenpunkt gegeben, so sind dadurch die beiden anderen Stücke bestimmt; sind drei Stücke gegeben, so findet sich der vierte und der Kurvenpunkt. Man sieht aber auch leicht ein, daß wenn zwei Stücke gegeben sind und ein drittes soll ein Maximum oder Minimum werden, die Aufgabe auch leicht zeichnerisch lösbar ist. Man zeichne die beiden zu den bekannten Größen gehörenden Geraden des Streckenzuges, Flugzeug. Die Auftragung ändert sich nur insofern, als sich wie in Fig. 2 die Ordinatenachse verschiebt. Nicht so bei der logarithmischen Auftragung. Der Logarithmus einer Summe ist keineswegs gleich der Summe der Logarithmen der einzelnen Summanden. Falls zu allen Widerstandswerten ein konstanter Widerstand hinzutritt, ändert sich die logarithmische Kurve von Grund auf und muß vollständig neu gezeichnet werden. Die logarithmische Auftragung gestattet daher nicht, für Änderungen bei unveränderten Tragflächen einfach und mit wenig Mühe die zahlenmäßigen Ermittelungen auszuführen.

Will man die Vorteile der Logarithmen genießen, ohne auf die Möglichkeit der Verschiebung der Auftriebskurve bei verändertem Widerstand zu verzichten, so muß der Widerstand direkt aufgetragen werden, und es müssen dann die Logarithmen in einem Spezialrechenschieber zur Geltung kommen.

Eine solche Methode schlägt Raoul J. Hofmann vor. Um die Rechnung mit dem Rechenschieber übersichtlich und einfach zu gestalten, muß diese mit einer einzigen Einstellung des Schiebers erledigt sein. Eine einzige Einstellung genügt aber nur dann, wenn in der Rechnung höchstens vier Größen vorkommen, von denen drei beliebige gegeben sein können,

und wenn ferner das Produkt aus zweien dieser Größen gleich dem Produkt der beiden anderen ist. In den beiden schon einmal genannten Gleichungen

$$1)\ 75\,N = K_x \cdot F v^3 \qquad 2)\ Q = K_y\ F \cdot v^2$$

kommen nun mehr als vier Größen vor, es muß daher aus ihnen eine Beziehung zwischen nur vier Größen in der oben angegebenen Form gewonnen werden. Dies geschieht durch Elimination von v, indem man v etwa aus Gleichung 2) ausdrückt und den gewonnenen Wert in Gleichung 1) einsetzt. Man kann die erhaltene Gleichung in der Form schreiben

$$3)\ \frac{K_x^{\frac{3}{2}}}{K_x} \cdot F^{\frac{1}{2}} = Q^{\frac{3}{2}} \cdot \frac{1}{75\,N}.$$

Auf den vier Reihen des Rechenschiebers (Fig. 4) werden nun diese vier Größen logarithmisch, d. h. es werden ihre Logarithmen aufgetragen. Skala 1 entspricht $Q^{\frac{3}{2}}$, Skala 2 und 3 $F^{\frac{1}{2}}$ und $\frac{1}{75N}$. Da sich die Potenzexponenten von $F^{\frac{1}{2}}$, $\frac{1}{75\,N}$ und $Q^{\frac{3}{2}}$ wie 1:2:3 verhalten, so unterscheiden sich die drei Skalen dadurch, daß Skala 1 und 3 bzw. dreimal und zweimal so eng ist wie Skala 2, ferner läuft die Skala von $\frac{1}{75\,N}$ in der entgegengesetzten Richtung wie die beiden anderen, weil N im Nenner steht. Der konstante Faktor 75 ändert wie stets die logarithmische Skala selbst nicht, sondern verschiebt nur ihren Anfangspunkt. Auf Reihe 4 müßte entsprechend $\log \frac{K_y^{\frac{3}{2}}}{K_x}$ aufgetragen sein. Da diese Größe aber im allgemeinen gar nicht berechnet vorliegt und eine jedesmalige Berechnung die Schnelligkeit und Übersichtlichkeit der Rechnung in Frage stellen würde, so geschieht das Aufsuchen des richtigen Punktes in Reihe 4 mechanisch durch Drehen eines Lineals über die unter das Lineal gelegte, entsprechend gezeichnete Auftriebskurve. Die Auftriebskurve, die zu diesem Rechenschieber gehört (Fig. 4), entsteht, indem man wie bisher, jedoch nach links K_x, nach oben abhängig davon aber nicht K_y sondern $K_y^{\frac{3}{2}}$ abträgt. Die Kante 4 des Rechnungsschiebers liege parallel zur K_x-Achse in der Entfernung gleich der Einheit. Falls man nun ähnlich wie in Fig. 2 den Anfangspunkt A der Auftragung mit einem beliebigen Punkt P der Kurve verbindet, so schneidet diese Gerade auf der Kante 4 den Wert $\frac{K_x}{K_y^{\frac{3}{2}}}$ ab, unabhängig vom Maßstab der Auftriebskurve. Diese Gerade $A\ P$ wird beim Rechenschieber durch ein um A drehbares Lineal L ersetzt, dessen gerade Kante durch A geht. Auf der Kante 4 soll aber nicht $\frac{K_x}{K_y^{\frac{3}{2}}}$ sondern dessen Logarithmus abgeschnitten werden. Das Lineal L setzt sich daher in einer Kurve fort, die so geformt ist, daß sie auf der Kante 4 die richtige Strecke $\log\left(\frac{K_x}{K_y^{\frac{3}{2}}}\right) = -\log\left(\frac{K_y^{\frac{3}{2}}}{K_x}\right)$ abschneidet.

Die Benutzung des Rechenschiebers ist dieselbe wie beim gewöhnlichen Rechenschieber. Von den vier Größen der Gleichung 3) sind immer drei bekannt, man bringt die beiden von diesen dreien, die zu aneinander gleitenden Kanten gehören, durch Verschieben des Schiebers zum Zusammenliegen und liest neben dem dritten bekannten Wert den vierten gesuchten ab. Skala 4 nimmt insofern eine Sonderstellung ein, als man den Anstellwinkel nicht an der Kante selbst ablesen kann. Vielmehr ist die Auftriebskurve so auf dem unteren Brett befestigt, daß die Koordinatenachsen der Kurve sich mit den vorgezeichneten des Rechenschiebers decken. Bei gegebenem Anstellwinkel stellt man das Lineal L so ein, daß die Kante durch den dazugehörigen Kurvenpunkt hindurchgeht, die innere Kante der Kurve L bezeichnet auf Reihe 4 dann den Punkt, von dem aus weiter zu rechnen ist. Ist umgekehrt der Anstellwinkel gesucht, so wird er am Schnittpunkt des Lineals L mit der Kurve abgelesen, nachdem die Kurve L bis zu dem sich ergebenden Punkt der Reihe 4 gedreht ist. Auch das Minimum der Leistung kann man leicht finden, alsdann berührt, wie leicht zu ersehen ist, L die Auftriebskurve. Bei einer Änderung von K_x um eine Konstante kann im Gegensatz zur logarithmischen Auftragung das ganze Kurvenblatt parallel zum Schieber verschoben werden, so daß die neue Ordinatenachse wieder richtig liegt.

Es sind also drei Einstellungen möglich, durch Verschieben der ganzen Auftriebskurve wird der zusätzliche Widerstand berücksichtigt, durch Drehen des Lineals L wird der Anstellwinkel in die Rechnung eingeführt und durch Bewegen des Schiebers werden die in Gleichung 3) vorkommenden Größen richtig in Verbindung gebracht. Es fehlt noch die Größe der Geschwindigkeit v. Im Falle v gesucht wird, kann es durch eine der beiden Gleichungen 1) und 2) mit dem gewöhnlichen Rechenschieber ermittelt werden; man kann aber auch das ganze Instrument durch Anbringung eines zweiten Spezialschiebers vervollkommnen, der diese Rechnung wieder in einer einzigen Einstellung besorgt. Ist umgekehrt v gegeben, so kann im allgemeinen aus Gleichung 1) oder 2) ein weiteres Stück ermittelt werden, so daß drei der vier Größen in Gleichung 3) bekannt sind. Nur wenn der Anstellwinkel und die Größe F der Tragflächen gesucht werden, ist der Rechenschieber nicht zweckmäßig.

Das Auftauchen dieser neuen Apparate und Methoden zur Rechnung beim Bau von Flugzeugen hängt damit zusammen, daß der Bau eines Flugzeuges aufgehört hat, die Lebensarbeit eines Erfinders zu sein, und zur zielbewußt zu lösenden Aufgabe des Ingenieurs geworden ist. Als Symptom dieser Entwicklung sind die Methoden freudig zu begrüßen.

Elektrischer Fernthermometer zur Messung der Kühlwasser-Temperatur in Explosionsmotoren, in Flugzeugen und Automobilen.

Von **Otto Hauser**, Frankfurt a. Main.

Die Wirkungsweise des Explosionsmotors beruht bekanntlich darauf, daß der bei der Verbrennung des Gasgemisches erzeugte Druck durch Kolben, Pleuelstange, Kurbelachse und Schwungrad in mechanische Arbeit umgewandelt wird.

Die bei der Verbrennung entstehende hohe Temperatur würde jedoch in kurzer Zeit den ganzen Explosionsraum, Kolben und Zylinder bis zur Rotglut erhitzen und verbrennen, würde nicht durch Kühlung der Zylinderwände durch einen Luftstrom, oder in den meisten Fällen durch einen Wassermantel, die entstandene Wärme zum großen Teil abgeleitet werden.

Um ein Verdampfen des Wassers zu verhindern, wird dies bekanntlich bei Automobil- und Flugzeugmotoren in einem Kühler-System rückgekühlt und durch eine Wasserpumpe in stetem Kreislauf den Wassermänteln um die Zylinder wieder zugeführt.

Der Grad der Rückkühlung oder auch die damit bedingte Höhe der Temperatur in den einzelnen Punkten des Systems, (z. B. beim Austritt des Wassers aus den Zylindermänteln) ist, wie die Erfahrung und Untersuchungen gelehrt haben, für den günstigsten Wirkungsgrad des Motors nicht ohne Einfluß. So gibt z. B. die Daimler-Motoren-Gesellschaft in Stuttgart für ihre 100 PS-Mercedes-Motoren als günstigste Temperatur des Kühlwassers beim Austritt aus dem Zylinder eine Temperatur von 75° C an.

Die Temperatur der Außenluft, von der die Rückkühlung des Wassers abhängt, wechselt bekanntlich nicht nur mit den Jahreszeiten sondern auch schon mit den Tagesstunden und, was für das Flugzeug wichtig ist, auch mit der Höhe über dem Erdboden. Sieht sich daher schon der Flugzeugführer und der Automobilist veranlaßt, im Winter einen Teil des Wasserkühlers zur Verhinderung allzugroßer Abkühlung abzudecken, so leuchtet ein, daß eine rationellere Ausnutzung des Motors auch beim Fliegen in den kühleren Stunden des Tages bzw. in größeren Höhen ermöglicht wird, wenn wir in der Lage sind, jederzeit die Temperatur des Kühlwassers an einer Stelle des Kreislaufes festzustellen und danach durch Freigeben oder Verdecken von Kühlfläche oder auf andere

Art und Weise die Temperatur des Wassers einzuregulieren.

Das Quecksilber-Thermometer aus Glas, wie wir es sonst im Maschinenbau verwenden, kann bei der Art des Einbaues des Motors begreiflicherweise nicht die Dienste leisten, die wir brauchen. Wir müssen hier zu einem Fernthermometer greifen, das es erlaubt, die Temperaturen an einer beliebigen Stelle des Kühler-Systems zu messen und die Resultate dem von dem Motor entfernt sitzenden Führer in leicht faßlicher Form vorzuführen.

Die Firma Hartmann & Braun A.-G., Frankfurt a. M., die unter anderem auch das Gebiet der elektrischen Temperaturmessung bearbeitet, hat nun hier ein sehr zweckmäßiges Fernthermometer konstruiert, das eine mühelose Ablesung der Temperatur des Wassers an einer oder unter Verwendung eines entsprechend gebauten Umschalters an mehreren Stellen des Kühlers vom Führersitz aus gestattet.

Die Meßeinrichtung besteht aus einem zwecks dichten Einbaues in das Kühlersystem mit einem Gewindestutzen versehenen Metallkörper, in dessen Innern eine temperaturempfindliche Spirale untergebracht ist, sowie einem Ablesegalvanometer, welches am Führersitz aufgehängt wird. Zeiger und Skala des Ablesegalvanometers sind deutlich sichtbar und ist letzteres direkt in Celsiusgrade geteilt. Durch ein entsprechendes Leitungskabel ist der Metallkörper (Geber) mit dem Ablesegalvanometer (Empfänger) verbunden. Irgendwelche Manipulationen sind bei der Ablesung nicht erforderlich, und die Anzeige der Temperatur erfolgt ganz unmittelbar und unbeeinflußt durch die Erschütterungen des Motors.

Als Betriebsstromquelle dient ein kleiner Akkumulator oder auch eine kleine Trockenbatterie. Zweckmäßig wird man noch einen Drehschalter vorsehen, um nach Beendigung der Fahrt den Betriebsstrom ausschalten zu können, was im Interesse einer langen Lebensdauer der Batterie liegt.

Die beschriebene Meßeinrichtung leistet nicht nur auf dem Flugzeug selbst, sondern auch auf dem Prüfstand gute Dienste, wobei für den letzteren Fall ein Ableseapparat in etwas größerer Ausführung und größerer Skala zweckmäßiger ist. Sämtliche Apparate sind möglichst leicht gebaut.

Die Wirkungsweise des elektrischen Fernthermometers ist folgende:

Das auf Temperaturänderungen durch Änderungen seines elektrischen Widerstandes ansprechende Thermometer besteht aus einer aus absolut reinem Platindraht hergestellten und entsprechend geformten Spirale, welche in eine Metallarmatur eingebaut ist. Der Ableseapparat ist nach dem sog. Ohmmeterprinzip eingerichtet und als Differentialgalvanometer mit besonderer Anordnung seines Spulensystems so geschaltet, daß er in seinen Angaben von Änderungen und Schwankungen der Spannung seiner Betriebsbatterie praktisch unabhängig ist.

Abschließend sei noch bemerkt, daß der Einbau eines Thermometers in die Kühlwasserleitung uns ein Sicherheitsmoment für den Motor selber gibt. Viele Schäden des Motors machen sich durch eine Steigerung der Kühlwassertemperatur frühzeitig bemerkbar (z. B. Kühlwasserverlust durch Undichtheiten des Kühlers). Dies ist besonders wichtig bei Flugmaschinen mit mehr als einem Motor, bei denen die Kontrolle der Motoren durch Auge und Ohr nicht mehr in der Weise möglich ist, wie wir es von unseren derzeitigen Normalmaschinen gewohnt sind. Die frühzeitige Warnung, wie sie uns das Thermometer durch Anzeigen der Steigerung der Kühlwassertemperatur gibt, wird oft Gelegenheit geben, entsprechende Maßnahmen zu treffen, um den Motor vor ernsthaften Schäden zu bewahren.

Die Elektrizität im Flugzeug.

Von **Oskar Velten**, Ingenieur.

Das Flugzeug von heute zeigt in elektrischer Hinsicht unverkennbar den Weg der Entwicklung. Ein Apparat nach dem andern wurde, in sich abgeschlossen, eingebaut. So finden wir für jeden speziellen Zweck eine eigene für ihn praktische Stromquelle und für jede Aufgabe ein Instrument.

Der Motor benötigt eine Zündung. Für diese schuf man den Magnetapparat mit allen seinen Feinheiten wie Transformierung, Unterbrechung und Verteilung. Da dieser mit dem Motor direkt gekuppelt ist und das Anwerfen des Motors seine Schwierigkeiten und Gefährlichkeiten hat, läßt man den Motor auf elektrischem Wege an, d. h. von Hand wird ein kleiner Magnetapparat in Bewegung gesetzt, der mit dem vorhandenen nur die Verteilung gemeinsam hat.

Für Beleuchtungszwecke wurde in an sich unzureichender Weise ein Akkumulator mit niedervoltigen Lampen eingebaut oder Trockenbatterien mit Lichteinrichtung mitgeführt.

Wünschenswert wurde insbesondere während des Krieges, daß Flieger und Erde zu allen möglichen Zeiten und gewissen Entfernungen mit einander sich verständigen können. Die Folge war die Ausrüstung mit einer funkentelegraphischen Einrichtung. Als erstes konstruierte man eine geeignete Stromquelle. Man findet Apparate mit Wechselstromgeneratoren, die eine zur Magneterregung dienende Gleichstromdynamo auf der Welle sitzen haben und solche, die mit permanenten Magneten ausgerüstet sind.

Die hierzu aufgewendete Energie soll nebensächlich sein, nicht aber der Luftwiderstand, den die mit Propellerantrieb versehene Stromerzeugungsmaschine darbietet.

Dieser Widerstand und die Schnelligkeitsvergrößerung des Flugzeuges, woran zunächst dauernd gearbeitet wird, sind nur unter Opfer von Motormehrleistung zu erreichen, während eine im Rumpf eingebaute Dynamo in ihrem Kraftverbrauch keinen Einfluß ausüben wird.

In welcher Weise das elektrische Feld des Zündsystems auf die Funkentelegraphie einwirkt, soll hier nicht untersucht werden. Es soll nur darauf hingewiesen werden, daß beide Einrichtungen den metallischen Körper des Flugzeugs in ihrem Leitungsnetz haben und daß auch ungewollte elektrische Wellen den Raum durchsetzen, was die Bedienung an den Empfangsapparaten wahrnehmen und als »dazwischen geschmettert werden« kennzeichnen.

Das Flugzeug hat während des Krieges eine ungeahnte Vollendung erfahren, Schnelligkeiten, Steigfähigkeiten, Belastungen und Streckenüberwindungen sind heute selbstverständlich, die vor einigen Jahren noch als hervorragend angesehen wurden. Daraus geht wieder hervor, daß der Flugzeugführer von heute kein Künstler mehr ist, der mit ginem Apparat in der Luft herumgeschaukelt wird und sein eanzes Sinnen und Trachten darauf konzentriert, daß er bei irgendeinem Versagen noch lebend seinem mehr oder weniger noch flugzeugähnlichen Gebilde entsteigen kann, sondern ein Techniker, der seine Maschine meistert, weil sie weniger mehr äußeren Einflüssen, als ihm selbst gehorcht. Der Führer wird immer die Folge einer Tücke des Luftmeers wenn auch nicht verhindern, so doch lindern können.

Diese Vollendung der Flugzeuge berechtigt zu Leistungen, zu denen der Mensch ohne technische Unterstützung nicht fähig ist. So finden wir zur Überwindung großer Höhen den Sauerstoffapparat, der Kälte warme Kleidung u. a. m. Dies letztere genügt nun auf die Dauer nicht, wenn es auch für kurzzeitige Flüge ausreichend erscheint. Nicht nur der Mensch, auch der Motor leidet unter der Kälte insbesondere in bezug auf seine Ölung. Es drängt sich daher die Frage der Heizung für Führer und Ölung auf, falls von einem Flugzeug eine infolge seiner Vollendung berechtigte Danerleistung verlangt wird. Restlos einwandfrei wird sich diese Frage nur auf elektrischem Wege lösen lassen, zumal eine starke Lichtquelle im Flugzeug zu einer der nächsten Forderungen gehören wird, weil dadurch der Führer zum Starten und Landen von Sonne und fremder Lichtquellen unabhängig wird.

Eine Heizung mit dem Kühlwasser oder den Abgasen des Motors durchzuführen, begegnet den allgemeinen Schwierigkeiten der Rohrleitungsführung im Flugzeug und der Überlegung, was wohl im Kriege ein Flugzeugführer anfangen müßte mit durchschossenen Wasserleitungen oder Auspuffrohren im Rumpf. Das Herz des Flugzeugs ist der Motor, und jede Vergrößerung seiner verwundbaren Fläche bedeutet erhöhte Treffmöglichkeit des Feindes und damit einen Fehler.

Alle vorhergegangenen Ausführungen weisen darauf hin, daß der Zeitpunkt gekommen ist, für die Elektrotechnik, eine Zentrale fürs Flugzeug schaffen zu müssen! Eine einzige Stromquelle für alle Verwendungszwecke, eine zentralisierte Verteilung, möglichst geringes Gewicht und automatisch absolut betriebssicheres Arbeiten sind Richtpunkte für die Konstruktion



der ganzen allgemeinen Anlage. Der Führer muß mit einer momentanen Handbewegung jede einzelne Verwendungsmöglichkeit in Funktion setzen können, ohne sich um Regulierungen und Schaltungen kümmern zu müssen.

Bei der Projektierung einer solchen Anlage ist in Betracht zu ziehen, daß der Raum im Flugzeug sehr beschränkt, daß ferner außer der elektrischen eine Motoranlage vorhanden ist, die den Führer zeitweilig gänzlich beschäftigt, daß heute übliche Sicherungen nicht angewendet werden können, weil eine Auswechselung im Fluge zur Unmöglichkeit zählen dürfte, daß letzten Endes keinerlei Funken auftreten dürfen der vorhandenen Benzingase wegen. Die Tourenzahlen stehen frei, ebenso Stromart und Spannung. Der elektrische Effekt dürfte mit 0,8 kW in Rechnung zu stellen sein.

Zu berücksichtigen ist ferner, daß bei beinahe konstantem Stromverbrauch die Umdrehung des Motors sich von 400—1450 minutlich ändert.

Nicht unähnlich sind die Verhältnisse bei Zugsbeleuchtungen mit Generatoranlage ohne Batterie.

AEF.

Einführung der Einheits- und Formelzeichen des AEF bei der Königlich preußischen Bauverwaltung.

Die Kgl. preußischen Minister der öffentlichen Arbeiten und für Handel und Gewerbe haben durch den nachfolgend abgedruckten Erlaß den Gebrauch der Einheits- und Formelzeichen des AEF den nachgeordneten Behörden empfohlen.

Dem Erlaß war das Taschenblatt des AEF beigefügt, welches alle bis jetzt festgesetzten Einheits- und Formelzeichen[1]) enthält; auf dieses Blatt bezieht sich der letzte Satz des Absatzes 1 und der vorletzte Absatz des Erlasses.

Berlin, 23. Febr. 1916.

Strecker.

Der Minister
der öffentlichen Arbeiten.

III. 1776. A. B. }
I. 15 D. 13 307. } M. d. ö. A.
III. 5350. }
I. 8143. } M. f. H. u. G.

Berlin W 66, den 25. Januar 1916.
Wilhelmstraße 79.

Der Ausschuß für Einheiten und Formelgrößen — genannt AEF — hat es sich zur Aufgabe gesetzt, in die Mannigfaltigkeit der Formelzeichen, der Bezeichnungen von Maßeinheiten und der dazu gehörigen Abkürzungen Ordnung und Klarheit zu bringen. Die bisher von ihm bearbeiteten endgültigen Vorschläge sind in dem in dreifacher Ausfertigung beigefügten Blatt enthalten.

Da der Ausschuß an mich, den Minister der öffentlichen Arbeiten, mit der Bitte herangetreten ist, die Anwendung der von ihm vorgeschlagenen Einheits- und Formelzeichen zu fördern, ersuchen wir, diesem Wunsche des Ausschusses nach Möglichkeit zu besprechen.

Nur auf zwei Punkte sei besonders hingewiesen:

Erstens: Der Ausschuß schlägt vor, für die Maße Quadratmeter, Quadratzentimenter, Kubikmeter usw. die Abkürzungen m^2, cm^2, m^3 usw. zu verwenden. Dies beruht auf Beschlüssen des Internationalen Maß- und Gewichtskomitees vom Jahre 1880 und 1885, stimmt aber mit den für Deutschland geltenden amtlichen Vorschriften nicht völlig überein. Laut Beschluß des Bundesrats vom 14. Dezember 1911 (s. Bekanntmachung des Reichskanzlers vom 17. Januar 1912) sind für obige Werte die Abkürzungen qm oder m^2, qcm oder cm^2, cbm oder m^3 usw. anzuwenden.

Im Verkehr mit der Bevölkerung, auch z. B. in Kostenanschlägen, Massenberechnungen usw., die in die Hände von Unternehmern gelangen können, sind bis auf weiteres die ersten Bezeichnungen, im innern amtlichen Verkehr, sowie in wissenschaftlichen Ausarbeitungen, statistischen Rechnungen u. dergl. tunlichst die Zeichen m^2, cm^2 usw. zu verwenden.

Zweitens: In Satz IV der Vorschläge des AEF steht: »Die technische Einheit der Leistung heißt Kilowatt«. Bei Befolgung dieses Satzes könnte somit die bisher übliche Einheit der Pferdestärke nicht mehr angewendet werden.

Wenn es euch richtig erscheint, der allgemeinen Einführung der neuen Einheit Kilowatt möglichst die Wege zu ebnen, da sie an sich mehr Berechtigung hat als die Pferdestärke, so wird es sich doch in vielen Fällen nicht ermöglichen lassen, die Einheit der Pferdestärke plötzlich abzuschaffen. Letztere ist daher in Fällen, wo es zweckmäßig oder erforderlich erscheint, einstweilen beizubehalten.

Zweckmäßig kann es z. B. sein, bei Berechnung oder beim Ankauf feststehender Dampfmaschinen, von Lokomobilen oder von Schiffsmaschinen mit der alten Einheit zu rechnen, in Rücksicht darauf, daß diese z. Zt. noch in weiten Kreisen gebräuchlich ist; erforderlich ist es dagegen beispielsweise bei Führung der Dampfmaschinen-Statistik, die seit jeher auf die Einheit der Pferdestärke zugeschnitten ist.

Weitere Blätter, die die Sätze und Zeichen des Ausschusses enthalten, sind — soweit erforderlich — auf dortige Kosten zu beschaffen; die Bezugsquelle ist am Schlusse des Blattes angegeben. Die Verhandlungen des AEF, die über alle Einzelheiten seiner Arbeit Auskunft geben, sind bei Julius Springer, Berlin, erschienen.

Abdrucke dieses Erlasses sind beigefügt.

Der Minister der öffentlichen Arbeiten.
In Vertretung: Frhr. v. Coels.

Der Minister für Handel und Gewerbe.
Im Auftrage: v. Meyeren.

An
die Herren Oberpräsidenten
in Danzig, Breslau, Magdeburg, Hannover, Coblenz und Münster i. W. (Strombau- bzw. Kanalverwaltung),
die Herren Regierungspräsidenten
(bei Potsdam auch Verwaltung der Märkischen Wasserstraßen),
den Herrn Polizeipräsidenten in Berlin,
die hiesige Königliche Ministerial-, Militär- und Baukommission,
die Königlichen Kanalbaudirektionen
in Hannover und Essen, sowie an
die Königlichen Eisenbahndirektionen und
das Königliche Eisenbahnzentralamt.

1) Abdruck siehe »ETZ.« 1914, S. 1021.

Patentschau.

(Von Ansbert Vorreiter.)

Ausliegende Patentanmeldungen.

(A: Anmeldung, E: letzter Tag der Einspruchsfrist.)

77h. 15. D. 29965. Anlage zur Gasfüllung von Luftschiffen und Ballonen. F. Dorandt, Armaturenfabrik und Metallgießerei, Köln. A 4. 12. 13. E 17. 4. 16.

77h. 15. O. 9402. Durch Nürnberger Schere ausbreitbarer Fallschirm; Zus. z. Anm. O. 8891. Anton Oister, Unter Siska bei Laibach, Krain. 12. 4. 15. Österreich. A 14. 7. 14. E 17. 4. 16.

77h. 10. Sch. 45170. Bernhard Schumann, Köln a/Rh., Utrechterstr. 4. Flügelrad mit Klappen. A 22. 10. 13. E 24. 4. 16.

77h. 5. S. 41226. Signal Ges. m. b. H., Kiel. Flugzeug mit radiotelegraphischer Ausrüstung nach Pat. 276614; Zus. z. Pat. 276614. A 31. 1. 14. E 6. 5. 16.

77h. 5. W. 45735. Robert Wörner, Berlin-Johannisthal. Waldtstr. 11. Flugzeug. A 19. 2. 14. E 20. 5. 16.

Patenterteilungen.

77h. 5. 291069. Franz Schneider, Berlin-Johannisthal. Aufhängung des Benzinbehälters im Spannturm eines Flugzeuges. 24. 10. 14. Sch. 47885.

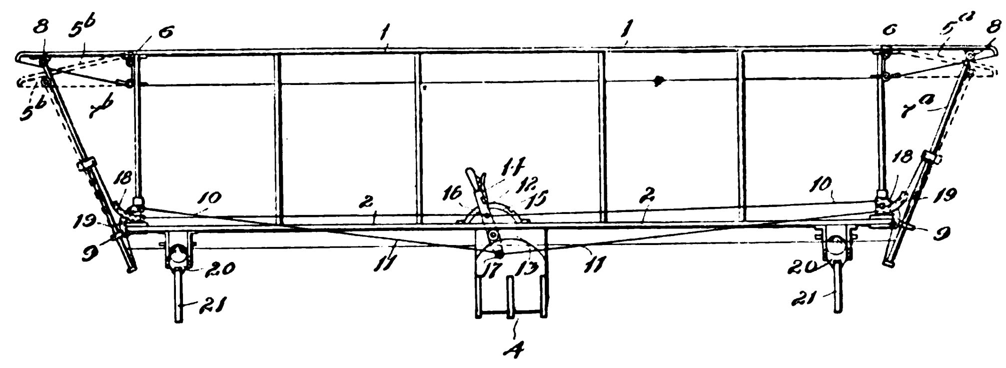


77h. 5. 291073. Franz Schneider, Berlin-Johannisthal. Flugzeug. 7. 4. 14. Sch. 46721.

77h. 5. 291177. Ernest Coulon, Paris. Flugzeug, bei welchem gleichzeitig mit der selbsttätigen Verstellung der Tragflächen eine Verlegung des Schwerpunktes durch eine Gewichtsverschiebung erfolgt. (S. Löschung.) 10. 2. 12. C. 21591.

Auszüge aus den Patentschriften.

288215. Wasserflugzeug mit seitlich vom Hauptschwimmer angeordneten Hilfsschwimmern. Glenn Hammond Curtiß in Hammondsport, New York. — Es sind einerseits Flugzeuge bekannt, bei denen an den Seitenkanten der Tragflächen Hilfsflächen gelenkig befestigt sind, die zur Längsachse des Flugzeugs geneigt werden können. Anderseits ist es auch bekannt, bei Wasserflugzeugen seitlich vom Hauptschwimmer Hilfsschwimmer anzuordnen. Das Wesen vorliegender Erfindung besteht nun in einer Kombination beider Einrichtungen in der Weise, daß herabklappbare seitliche Tragflächenenden über seitlich vom Hauptschwimmer angebrachten Hilfsschwimmern eines mit Hauptschwimmer versehenen Wasserflugzeuges angeordnet sind, die beim Auftreten von Seitenwinden schnell schräg nach unten eingestellt werden können. Dadurch wird die neue und eigenartige Wirkung erreicht, daß solche Seitenwinde, welche auf die nach abwärts gedrehten seitlichen Tragflächenenden treffen, indem sie von oben auf diese drücken, das betreffende Ende des Flugzeugs nach abwärts gegen den darunter befindlichen Hilfsschwimmer drücken bzw. letzteren auf das Wasser drücken. Das ganze Flugzeug schwimmt dann gleichsam auf glattem Kiel auf der Oberfläche des Wassers, ohne daß die Gefahr eines Überkippens der Maschine vorhanden wäre. Die Hilfstragflächen *5a*, *5b* sind in solcher Weise beweglich angeordnet, daß sie bei entsprechender Einstellung einem gegen die Seite des Flugzeugs kommenden Wind an der Luvseite einen negativen und an der Leeseite einen positiven Einfallswinkel darzubieten vermögen. Die Drehachsen der Hilfstragflächen liegen parallel oder annähernd parallel zur Bewegungsrichtung des Flugzeugs. Jede der Hilfstragflächen *5* kann durch Streben *7a*, *7b* gestützt werden, deren eines Ende bei *8* drehbar mit den Hilfstragflächen verbunden ist, und die nahe dem anderen Ende durch geeignete Führungen oder Ösen *9* gleiten können, welche am Haupteil des Flugzeugs befestigt sind. Die Verstellung der seitlichen Tragflächenenden *5a* und *5b* erfolgt zweckmäßig mit Hilfe geeigneter Verbindungskabel *10* und *11*. Diese laufen von den Tragflächen *5* durch Führungen *18*, *19* zu den Befestigungsstellen *16* bzw. *17* am Hebel *12*, der bei *13* neben dem Führersitz drehbar angeordnet ist. Der Hebel *12* ist mit einer geeigneten Sperrklinke *14* versehen, die mit einem Zahnkranz *15* zusammenwirkt, um die drehbaren Tragflächenenden in den verschiedenen Stellungen festzuhalten. Wird der Hebel *12* in der aus Fig. 1 ersichtlichen Weise nach links geworfen, so wird die Tragfläche *5a* mit Hilfe des Kabels *10* und die Tragfläche *5b* mit Hilfe des Kabels *11* in die in der Zeichnung veranschaulichte normale Lage gehoben, so daß die Tragflächenenden wagerechte Verlängerungen der Haupttragfläche bilden. In der gleichen Weise werden, wenn der Hebel *12* nach rechts geworfen wird, die Kabel *10* und *11* beide Hilfstragflächen *5* im Winkel zur Haupttragfläche nach abwärts drehen, so daß sie einen negativen Einfallswinkel für jeden Wind darstellen, der auf die betreffende Seite der Maschine auftrifft. Auf diese Weise wird durch einen Seitenwind auf der Windseite des Flugzeugs eine niederdrückende Wirkung an Stelle der hebenden ausgeübt, und es wird dadurch in Verbindung mit den Hilfsschwimmern *20* an den Seitenenden der Haupttragfläche ein Umkippen des Flugzeugs auf dem Wasser oder eine Beschädigung durch Seitenböen verhindert.



Zu Nr. 288215.

Bücher-Besprechungen.

Bei der Redaktion eingegangene Bücher und Broschüren:

Keine Kriegsgewinnsteuer von Fritz Großmann. Verlag: Verlagsgesellschaft m. b. H., Hannover. Oktav, 40 S. Preis M. 1.—.

Luftfahrschaden-Versicherung im Frieden und im Krieg von Dr. Karl Luttenberger. Verlag: J. Guttentag, G. m. b. H., Berlin. Großoktav, 90 S. Preis M. 2.—.

Deutschlands Kriegsziel von Houston Stewart Chamberlain. Verlag: Gerhard Stalling in Oldenburg. Preis M. 0,25.

Daimler-Motoren-Gesellschaft Stuttgart-Untertürkheim. Bericht über das 26. Geschäftsjahr.

Vorlesungs-Verzeichnis für das 2. Vierteljahr 1916 der Humboldt-Akademie, Freie Hochschule. 38. Studienjahr.

Der Flugmeister. Handbuch für Flugzeugführer und Beobachter zum nautischen Unterricht und Selbstunterricht von A. Bortels. Verlag: Dietrich Reimer (Ernst Vohsen), Berlin. Kleinoktav, 59 S. mit Notizkalender, Angaben von neuen Büchern für Flieger und einer bunten Flaggenkarte in alphabetischer Reihenfolge. Preis: M. 1,50.

Smithsonian Miscellaneous Collections. Vol. 62, numb. 4. Hodgkins Fund. Reports on Wind Tunnel Experiments in Aerodynamics (With five plates.) Herausg. von J. C. Hunsaker, E. Buckingham, H. E. Rossell, D. W. Douglas, C. L. Brand and E. B. Wilson. Verlag: City of Washington, published by the Smithsonian Institution, 15. Jan. 1916.

Geschäftliche Mitteilungen der Wissenschaftlichen Gesellschaft für Luftfahrt

Telegrammadresse: Flugwissen — Geschäftsstelle: Berlin-Charlottenburg 4, Dahlmannstraße 34 (am Bahnhof Charlottenburg) — Fernsprecher: Amt Steinplatz Nr. 6001.

1. Auszeichnungen und Beförderungen:

Seine Exzellenz Generalleutnant von Hänisch, General-Inspekteur des Militär-Verkehrswesens und Vertreter dieser Behörde in unserem Vorstand, der zurzeit dem Großen Hauptquartier angehört, wurde mit dem Eisernen Kreuz I. Klasse und dem Großkreuz des Badischen Ordens vom Zähringer Löwen ausgezeichnet.

Unser Mitglied, der Kommandeur des Luftfahrwesens eines Marinekorps, Hans Gygas ist zum Kapitän zur See, Dr.-Ing. Günther Kempf, z. Zt. Kiel, zum Oberleutnant d. R. d. M. A., Dr. Möller, Direktor der Großherzogl. Seefahrtschule Elsfleth, Oldbg., zum Hauptmann in einem Landsturm-Inf.-Ers.-Batl. befördert worden.

2. Neuaufnahmen:

Gemäß § 5 unserer Satzungen sind als Ordentliche Mitglieder in die Gesellschaft aufgenommen:

Ingenieur Franz Drexler, z. Zt. als Leutnant d. R. im Bayer. Flieger-Batl. zur Prüfanstalt und Werft der Fliegertruppen in Berlin-Adlershof kommandiert;

Dipl. Ingenieur H. Schulte-Frohlinde, Friedrichshafen a. Bodensee, Seemoos 2. (Flugzeugbau Friedrichshafen G. m. b. H.)

Die Geschäftsstelle.

Schriftleitung: Ansbert Vorreiter, Ingenieur, Berlin-Steglitz. — Druck von R. Oldenbourg in München.

Zeitschrift für Flugtechnik und Motorluftschiffahrt

Organ der Wissenschaftlichen Gesellschaft für Luftfahrt

HERAUSGEBER UND SCHRIFTLEITER: Ingenieur ANSBERT VORREITER, BERLIN-STEGLITZ, Sedanstraße 40/II.

LEITER DES WISSENSCHAFTLICHEN TEILS: Dr. L. PRANDTL, Professor an der Universität Göttingen und Dr.-Ing. F. BENDEMANN, Professor, Direktor der Versuchsanstalt für Luftfahrt, Berlin-Adlershof

UNTER MITWIRKUNG VON

A. BAUMANN, PROF. A. D. K. TECHN. HOCHSCHULE STUTTGART
Prof. Dr. BERSON, BERLIN-LICHTERFELDE
Dipl.-Ing. A. BETZ, GÖTTINGEN
H. BOYKOW, FREGATTEN-LEUTNANT A. D., FRIEDENAU—BERLIN
Dr. R. EMDEN, PROF. AN DER K. UNIVERSITÄT MÜNCHEN
Geh. Hofrat Dr. S. FINSTERWALDER, PROF. A. D. K. TECHN. HOCHSCHULE MÜNCHEN
Dr.-Ing. FÖTTINGER, PROF. A. D. K. TECHN. HOCHSCHULE DANZIG
Geh. Reg.-Rat Dr. H. HERGESELL, LINDENBERG—BERLIN
Dr.-Ing. W. HOFF, DEUTSCHE VERSUCHSANSTALT F. LUFTFAHRT ADLERSHOF
Geh. Reg.-Rat E. JOSSE, PROF. AN DER K. TECHNISCHEN HOCHSCHULE CHARLOTTENBURG
Dr. N. JOUKOWSKY, PROF. AN DER UNIVERSITÄT U. TECHNISCHEN HOCHSCHULE MOSKAU
R. KNOLLER, PROF. AN DER K. K. TECHN. HOCHSCHULE WIEN
Dr.-Ing. A. VON PARSEVAL, PROF. AN DER K. TECHN. HOCHSCHULE CHARLOTTENBURG
Dipl.-Ing. Dr. V. QUITTNER, BERLIN
Dr.-Ing. H. REISSNER, PROF. A. D. TECHN. HOCHSCH. CHARLOTTENBURG
F. ROMBERG, PROF. A. D. TECHN. HOCHSCH. CHARLOTTENBURG
Ing. JOHN ROZENDAAL, BERLIN — 's-GRAVENHAGE
Geh. Reg.-Rat Dr. C. RUNGE, PROF. AN DER UNIVERSITÄT GÖTTINGEN
Dr. W. SCHLINK, PROFESSOR AN DER GROSSH. TECHNISCHEN HOCHSCHULE BRAUNSCHWEIG
Dipl.-Ing. SEPPELER, DEUTSCHE VERSUCHSANSTALT F. LUFTFAHRT, ADLERSHOF
FRHR. V. SODEN-FRAUNHOFEN, DIPL.-ING., LUFTSCHIFFBAU ZEPPELIN, FRIEDRICHSHAFEN
Dr.-Ing. C. WIESELSBERGER, GÖTTINGEN

UND ANDERER HERVORRAGENDER FACHLEUTE

VERLAG VON R. OLDENBOURG IN MÜNCHEN UND BERLIN

Jahrgang VII. 27. Mai 1916. Heft 9 u. 10.

Zeitschrift für Flugtechnik und Motorluftschiffahrt

Organ der Wissenschaftlichen Gesellschaft für Luftfahrt

HERAUSGEBER UND SCHRIFTLEITER: Ingenieur **ANSBERT VORREITER**, BERLIN-STEGLITZ, Sedanstraße 40/II.

LEITER DES WISSENSCHAFTLICHEN TEILS: Dr. **L. PRANDTL**, Professor an der Universität Göttingen und Dr.-Ing. **F. BENDEMANN**, Professor, Direktor der Versuchsanstalt für Luftfahrt, Berlin-Adlershof

VERLAG VON R. OLDENBOURG IN MÜNCHEN UND BERLIN

Jahrgang VII. · **27. Mai 1916.** · **Heft 9 und 10.**

Die Zeitschrift erscheint am mittleren und letzten Sonnabend des Monats und kostet bei Bezug durch den Buchhandel, die Postämter oder die Verlagsanstalt innerhalb Deutschland und Österreich-Ungarn pro anno M. 12.—, pro Semester M. 6.—, im Ausland M. 15.— bei direktem Bezug durch den Verlag.
ANZEIGEN werden von der Verlagsbuchhandlung zum Preise von 15 Pf. für jeden mm Höhe bei 45 mm Spaltenbreite angenommen. Bei 6-, 9-, 12-, 18- und 24 maliger Wiederholung wird ein steigender Rabatt gewährt — BEILAGEN, von denen zuvor ein Probe-Exemplar einzusenden ist, werden nach Vereinbarung beigefügt.
STELLENGESUCHE werden für Mitglieder der Wissenschaftlichen Gesellschaft für Flugtechnik mit 15 Pfg. für die Zeile berechnet.
Alle Zuschriften, welche die **Expedition** oder den Anzeigenteil des Blattes betreffen, sind zu adressieren: Verlagsbuchhandlung R. Oldenbourg, München.
Zuschriften für die **Schriftleitung**: Ing. Ansbert Vorreiter, Berlin-Steglitz, Sedanstr. 40/II. Fernsprechamt Steglitz 1779, Telegr.-Adresse: »Vorreiter Berlin-Steglitz«.

INHALT:

Die Kreiselwirkung der Flugzeugschraube.

Von Dr. **R. Grammel**, Privatdozent an der Techn. Hochschule Danzig-Langfuhr.

Es ist aus der Flugpraxis wohlbekannt und läßt sich auch qualitativ[1]) einigermaßen überblicken, daß die rasch rotierende Schraube die Steuerfähigkeit eines Flugzeuges in ganz bestimmter, zumeist unwillkommener Weise beeinflußt. Eine erschöpfende Beurteilung dieser Wirkung muß sich natürlich auf eine quantitative Diskussion stützen; die Grundlagen hierfür sollen im folgenden entwickelt werden. Dabei wird es zweckmäßig sein, den aerodynamischen Teil des Problems vom rein mechanischen scharf zu trennen: der erstere kann des Experimentes nicht entraten, ist von den Besonderheiten des Flugzeuges stark abhängig und mag darum nur andeutend gestreift werden; der letztere läßt sich mit einfachen Mitteln vollständig durchrechnen.

§ 1. Wir setzen ein im freien geraden Flug vorerst stabiles Flugzeug mit einer einzigen Schraube voraus, deren Schub im Schwerpunkt des Flugzeuges angreift. Die Fluggeschwindigkeit darf innerhalb des kurzen Zeitabschnittes, der für den Ablauf der Kreiselwirkung in Frage kommt, als konstant angenommen werden. Unsere wesentlichste Voraussetzung ist dann die, daß die Drehachse der Schraube in der Flugrichtung liege und mit einer Hauptträgheitsachse des Flugzeuges zusammenfalle, dessen Drehung um diese Achse Rollen[1]) genannt und durch den Winkel φ gemessen werden soll. Diese Voraussetzung ist bei allen praktisch verwendeten Flugzeugen mit großer Annäherung erfüllt. Mit Kippen sei bezeichnet

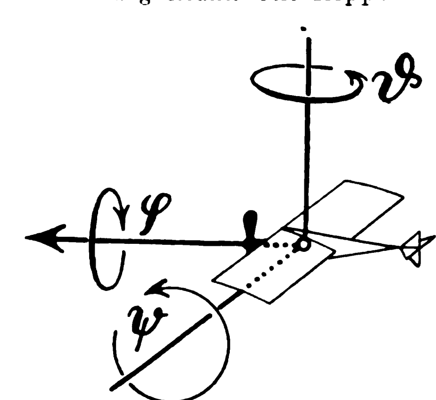


Fig. 1.

eine Drehung um die vom Schwerpunkt aus senkrecht zur Schraubenachse horizontal gezogene zweite Hauptträgheitsachse; der zugehörige Drehwinkel sei ψ. Endlich heiße eine Drehbewegung um die dritte Hauptträgheitsachse durch den Schwerpunkt Wenden und werde durch den Winkel ϑ gemessen. Die Winkel φ, ψ, ϑ rechnen wir von der Normal-

[1]) Vgl. etwa L. Prandtl, Ztschr. f. Flugt. u. Motorluftschiffahrt 1 (1910), S. 25 f.; F. Klein und A. Sommerfeld, Über die Theorie des Kreisels, Heft IV, Leipzig 1910, S. 921; E. W. Bogaert, L'effet gyrostatique, Brüssel-Paris 1912, S. 81 ff, und bei vielen anderen.

[1]) Wir verwenden im wesentlichen die von L. Prandtl, a. a. O. S. 29, vorgeschlagenen Bezeichnungen; statt des vieldeutigen Wortes Drehen dürfte sich aber Wenden empfehlen.

lage im geraden horizontalen Flug aus, und zwar positiv im Uhrzeigersinn, falls man nach vorn, nach links und nach oben blickt.

Die Verwindung, das Höhen- und das Seitensteuer vermögen dem Flugzeug solche Drehungen zu erteilen. Lediglich der Kürze des Ausdrucks wegen wollen wir annehmen, daß die drei Steuerachsen, d. h. die Achsen, um welche durch Betätigung der drei Steuerzüge Drehungen eingeleitet werden, mit den drei Hauptträgheitsachsen φ, ψ, ϑ zusammenfallen, so daß wir mit U, V, W die drei durch die Steuerzüge geweckten Drehmomente bezeichnen können, positiv gerechnet im Sinne wachsender φ, ψ, ϑ. Diese Voraussetzung trifft tatsächlich höchstens für das Höhen- und das Seitensteuer zu, wogegen durch die Verwindung ein Moment hervorgebracht wird, das sich im allgemeinen als lineare Kombination von U, V, W darstellen wird. Andererseits läßt sich jedes der drei Momente U, V, W für sich allein durch geeignet kombinierte Betätigung der drei Steuerzüge erzeugen. Soweit das Reaktionsmoment der Schraube nicht sonstwie ausgeglichen ist, mag es in U enthalten sein. Wir dürfen uns jedenfalls U, V, W als bekannt denken und wollen sie überdies als konstant voraussetzen. Übrigens können solche Momente gelegentlich auch durch atmosphärische Störungen bedingt sein.

§ 2. Insofern das Flugzeug Seiten- und Längsstabilität besitzt, werden bei Roll- und bei Kippbewegungen sofort zurückdrehende Momente $\mathfrak{M}_\varphi$ und $\mathfrak{M}_\psi$ geweckt, die in erster Annäherung bei den kleinen Ausschlägen, auf die wir uns beschränken wollen, mit zwei positiven Konstanten H und K zu

$$\mathfrak{M}_\varphi = -H\varphi$$
$$\mathfrak{M}_\psi = -K\psi$$

anzusetzen sind. Natürlich sollen diese und alle folgenden Momente positiv im selben Sinne gerechnet werden, wie die Winkel φ, ψ, ϑ. Dabei sind H und K die Produkte des Flugzeuggewichtes in die zugehörigen Metazenterhöhen; ihre Ermittlung ist eine wesentliche Aufgabe der Stabilitätstheorie und kann nach den auf diesem Gebiet vorliegenden Untersuchungen als erledigt angesehen werden.

Bei den Bewegungen φ, ψ, ϑ treten noch weitere Momente $\mathfrak{M}_\varphi'$, $\mathfrak{M}_\psi'$, $\mathfrak{M}_\vartheta'$, $\mathfrak{M}_\varphi''$, $\mathfrak{M}_\vartheta''$ auf, die vom Luftwiderstand des Flugzeuges gegen solche Drehungen und von der Auftriebsänderung der Tragflächen herrühren. Die geradlinig mit der Geschwindigkeit $\mathfrak{v}$ bewegten Trag-, Steuer- und Dämpfungsflächen erfahren einen dynamischen Auftrieb senkrecht zur Bewegungsrichtung von der Größe

$$R_1 = \mathfrak{v}^2 F(a)$$

und einen Widerstand in der Bewegungsrichtung vom Betrag

$$R_2 = \mathfrak{v}^2 f(a),$$

wo $F(a)$ und $f(a)$ Funktionen des sog. Anstellwinkels a der Fläche sind. Und zwar darf man für kleine Anstellwinkel erfahrungsgemäß mit vier von der Gestalt der Fläche abhängigen und nur durch Versuche[1]) zuverlässig bestimmbaren Konstanten $\varkappa_1$ $\varkappa_2$ $\varkappa_3$ $\varkappa_4$, wovon mindestens $\varkappa_2$, $\varkappa_3$ positiv sind, setzen

$$F(a) \equiv \varkappa_1 + \varkappa_2 a$$
$$f(a) \equiv \varkappa_3 + \varkappa_4 a^2.$$

Denkt man sich um die φ-Achse eine unbeschränkt große Zahl konzentrischer Kreiszylinder von den Radien r gelegt, so zerlegen diese die Flugzeugflächen in schmale Streifen, deren jeder einen Auftrieb R_1 erfährt, dessen Richtung mit der im Angriffspunkt an den Zylinder gelegten Tangentialebene einen Winkel μ bilde; der positive Sinn von μ mag so gewählt sein, daß $\cos\mu$ positiv wird, falls der Auftrieb eine positive Komponente im Drehsinn der wachsenden Winkel φ besitzt. Rollt das Flugzeug (indem wir Ableitungen nach der Zeit t durch übergesetzte Punkte bezeichnen) mit der Winkelgeschwindigkeit $\dot\varphi$, die so klein ist, daß höhere Potenzen von $r\dot\varphi$ gegen $\mathfrak{v}$ weggelassen werden können, so wird der in der Ebene $(\mathfrak{v}, R_1)$ gemessene Anstellwinkel des betrachteten Flächenstreifens um $\Delta a = r\dot\varphi\cos\mu : \mathfrak{v}$ verkleinert, wogegen $\mathfrak{v}$ selbst sich nur um einen zu vernachlässigenden Betrag von der Größenordnung $r^2\dot\varphi^2 : \mathfrak{v}^2$ ändert. Es entsteht somit um die φ-Achse ein Drehmoment

$$\mathfrak{M}_\varphi' = -\mathfrak{v}^2 \Sigma r \cos\mu \frac{\partial F}{\partial a} \Delta a$$
$$= -\dot\varphi\, \mathfrak{v} \Sigma \varkappa_2 r^2 \cos^2\mu.$$

Die Summe ist über alle Tragflächen zu nehmen. Beachtet man, daß die auftriebsfreien Flächen der Drehung φ einen weiteren, in erster Annäherung mit $\dot\varphi$ proportionalen Widerstand entgegensetzen, dessen Drehmoment $-\dot\varphi A'$ als Korrektur hinzuzufügen ist, so kann man mit der wesentlich positiven und weiterhin als bekannt vorausgesetzten Konstanten

$$A = A' + \mathfrak{v} \Sigma \varkappa_2 r^2 \cos^2\mu$$

das Moment $\mathfrak{M}_\varphi'$ in der Form

$$\mathfrak{M}_\varphi' = -A\dot\varphi$$

schreiben.

Fällt man vom Angriffspunkt des Widerstands R_2 des vorhin betrachteten Flächenstreifens das Lot auf die φ-Achse und bildet dieses Lot mit der positiven Richtung der ψ-Achse den Winkel ν, so erzeugt die Drehung $\dot\varphi$ auch um die ϑ-Achse ein Moment

$$\mathfrak{M}_\vartheta'' = -\mathfrak{v}^2 \Sigma r \cos\nu \frac{\partial f}{\partial a} \Delta a$$
$$= -2\dot\varphi\, \mathfrak{v} \Sigma \varkappa_4 r^2 \cos\mu\cos\nu.$$

Wir setzen

$$Q = 2\mathfrak{v} \Sigma \varkappa_4 r^2 \cos\mu\cos\nu$$

und stellen fest, daß bei allen praktisch verwendeten Flugzeugen Q positiv und sehr klein ist. Wir wollen das Moment

$$\mathfrak{M}_\vartheta'' = -Q\dot\varphi$$

trotzdem vorläufig noch berücksichtigen und erst später Q streichen, nachdem ersichtlich geworden ist, wie ein von Null verschiedener Wert Q die weitere Durchrechnung beeinflussen würde.

Eine ganz ähnliche Überlegung zeigt, daß bei Kippungen ψ und bei Wendungen ϑ Drehmomente

$$\mathfrak{M}_\psi' = -B\dot\psi,$$
$$\mathfrak{M}_\vartheta' = -C\dot\vartheta,$$
$$\mathfrak{M}_\varphi'' = -P\dot\vartheta$$

geweckt werden, wobei sich die expliziten Ausdrücke der wesentlich positiven Konstanten $B\ C\ P$ für jedes vorgelegte Flugzeug ebenfalls leicht angeben ließen.

Der aerodynamische Teil unserer Aufgabe umfaßt die eingehende Diskussion[1]) der sieben Konstanten $A\,B\,C\,H\,K\,P\,Q$; wir betrachten diese weiterhin als bekannt und schreiten dazu, die mechanischen Bewegungsgleichungen anzuschreiben.

§ 3. Unter dem Begriff Schraubenkreisel möge die Schraube samt allen mit ihr rotierenden Maschinenteilen verstanden sein. Der Eigenimpuls N dieses Kreisels, d. h. das Produkt seines Trägheitsmoments in seine Winkelgeschwindigkeit, sei konstant und dann positiv gerechnet, wenn sich der Propeller, in der Fahrtrichtung betrachtet, im Uhrzeigersinn dreht. Jede Kippung ψ und jede Wendung ϑ bewirkt, daß die Massenträgheit des Schraubenkreisels auf das Flugzeug die Deviationsmomente

$$\mathfrak{K}_\psi = -N\dot\vartheta,$$
$$\mathfrak{K}_\vartheta = +N\dot\psi$$

überträgt. Streng genommen gelten diese Ausdrücke nur für eine symmetrische drei- oder mehrflüglige Schraube. Bei der zweiflügligen Schraube, die ja ein unsymmetrischer Kreisel ist, sind sie die Mittelwerte, um welche die Deviationsmomente bei jeder Umdrehung der Schraube zweimal hin und her schwanken. In Anbetracht der hohen Umdrehungszahl (20 bis

[1]) Vgl. etwa die Dissertation von O. Föppl, Jahrb. d. Motorluftschiff-Studienges. 1911, namentlich die Fig. 22, 23, 26, 27, 30, 31, 35, 36.

[1]) Mit solchen Diskussionen befassen sich die Stabilitätsuntersuchungen ausführlich; man vergleiche z. B. die Dissertation von W. Deimler, Göttingen 1910.

30 in der Sekunde) werden wir natürlich unbedenklich mit den Mittelwerten rechnen. Wir fügen demnach $\mathfrak{K}_\varphi$ und $\mathfrak{K}_\vartheta$ als äußere Momente hinzu und brauchen uns dann weiterhin nicht mehr um den durch den Schraubenkreisel bedingten inneren Freiheitsgrad des Flugzeugs zu kümmern.

Sind $J_1\, J_2\, J_3$ dessen drei Hauptträgheitsmomente, so lauten die Eulerschen Bewegungsgleichungen für die Drehungen des Flugzeugs um die φ-, ψ-, ϑ-Achse

$$\left.\begin{aligned} J_1\ddot\varphi &= (J_2-J_3)\,\dot\psi\dot\vartheta + \mathfrak{M}_\varphi + \mathfrak{M}_\varphi' + \mathfrak{M}_\varphi'' + U \\ J_2\ddot\psi &= (J_3-J_1)\,\dot\vartheta\dot\varphi + \mathfrak{M}_\psi + \mathfrak{M}_\psi' + \mathfrak{K}_\psi + V \\ J_3\ddot\vartheta &= (J_1-J_2)\,\dot\varphi\dot\psi + \mathfrak{M}_\vartheta' + \mathfrak{M}_\vartheta'' + \mathfrak{K}_\vartheta + W \end{aligned}\right\} \quad (1)$$

oder explizit, indem wir, wie in den Momenten $\mathfrak{M}$ die Quadrate der Winkelgeschwindigkeiten, so auch ihre gegenseitigen Produkte als klein von höherer Ordnung unterdrücken,

$$\left.\begin{aligned} J_1\ddot\varphi + A\dot\varphi + H\varphi + P\dot\vartheta - U &= 0 \\ J_2\ddot\psi + B\dot\psi + K\psi + N\dot\vartheta - V &= 0 \\ J_3\ddot\vartheta + C\dot\vartheta + Q\dot\varphi - N\dot\psi - W &= 0 \end{aligned}\right\} \quad . \; . \; . \quad (2)$$

Die soeben begangene Vernachlässigung bedeutet mechanisch, daß wir die sehr geringe Kreiselwirkung des Flugzeuges, die es als sich drehender Körper auf sich selbst ausübt, nicht weiter beachten wollen. Außerdem sei betont, daß wir, insofern die Geschwindigkeit $\mathfrak{v}$ als konstant angesehen wurde, den bei Stabilitätsrechnungen nicht zu umgehenden Einfluß des sog. Stoßens, Abtreibens und Wogens, d. h. der Schwankungen des Schwerpunktes, als für die Kreiselwirkung unbedeutend ausgeschaltet haben. Darauf kommen wir später zurück.

Es empfiehlt sich, neue positive Konstanten

$$\left.\begin{aligned} a &= \frac{A}{J_1} & b &= \frac{B}{J_2} & c &= \frac{C}{J_3} \\ h &= \sqrt{\frac{H}{J_1}} & k &= \sqrt{\frac{K}{J_2}} & & \\ p &= \frac{P}{J_1} & q &= \frac{Q}{J_3} & & \\ m &= \frac{N}{J_2} & n &= \frac{N}{J_3} & & \end{aligned}\right\} \quad . \; . \quad (3)$$

von der Dimension einer Winkelgeschwindigkeit und

$$u = \frac{U}{J_1} \qquad v = \frac{V}{J_2} \qquad w = \frac{W}{J_3} \quad . \; . \; . \quad (4)$$

von der Dimension einer Winkelbeschleunigung sowie neue Veränderliche

$$\left.\begin{aligned} \Phi &= \varphi - \frac{u}{h^2} + \frac{p\,w}{c\,h^2} \\ \Psi &= \psi - \frac{v}{k^2} + \frac{m\,w}{c\,k^2} \\ \Theta &= \vartheta - \frac{w}{c}\,t - a_0 \end{aligned}\right\} \quad . \; . \; . \; . \; . \quad (5)$$

einzuführen, wobei a_0 eine willkürliche Integrationskonstante ist. Dann erscheinen die Bewegungsgleichungen (2) in der einfachen Form

$$\left.\begin{aligned} \ddot\Phi + a\dot\Phi + h^2\Phi + p\dot\Theta &= 0 \\ \ddot\Psi + b\dot\Psi + k^2\Psi + m\dot\Theta &= 0 \\ \dot\Theta + c\Theta + q\Phi - n\Psi &= 0 \end{aligned}\right\} \quad . \; . \; . \; . \quad (6)$$

Die ersten beiden dieser Gleichungen stellen im wesentlichen gedämpfte Schwingungen, die dritte eine Drehung im widerstehenden Mittel dar; sie sind durch die gyroskopischen Terme $m\dot\Theta$ und $n\Psi$ und durch die nichtkonservativen Glieder $p\dot\Theta$ und $q\Phi$ miteinander gekoppelt.

Ihre partikulären Integrale sind von der Form

$$\Phi = \varepsilon_1 e^{\lambda t} \qquad \Psi = \varepsilon_2 e^{\lambda t} \qquad \Theta = \varepsilon_3 e^{\lambda t},$$

wobei die Integrationskonstanten ε nach (6) den Bedingungen

$$\left.\begin{aligned} \varepsilon_1(\lambda^2 + a\lambda + h^2) + \varepsilon_3 p\lambda &= 0 \\ \varepsilon_2(\lambda^2 + b\lambda + k^2) + \varepsilon_3 m\lambda &= 0 \\ \varepsilon_1 q - \varepsilon_2 n + \varepsilon_3(\lambda + c) &= 0 \end{aligned}\right\} \quad . \; . \; . \quad (7)$$

zu genügen haben. Damit sich hieraus von Null verschiedene Werte ε berechnen lassen, muß die Determinante $R(\lambda)$ der Koeffizienten verschwinden, d. h. λ muß der sog. determinierenden Gleichung

$$R(\lambda) \equiv \begin{vmatrix} \lambda^2 + a\lambda + h^2 & 0 & p\lambda \\ 0 & \lambda^2 + b\lambda + k^2 & m\lambda \\ q & -n & \lambda + c \end{vmatrix} = 0 \quad . \quad (8)$$

gehorchen, der man mit der Abkürzung

$$S(\lambda) \equiv (\lambda^2 + b\lambda + k^2)(\lambda + c) + mn\lambda \quad . \; . \; . \quad (9)$$

auch die Gestalt geben kann

$$R(\lambda) \equiv (\lambda^2 + a\lambda + h^2)\,S(\lambda) - pq\lambda\,(\lambda^2 + b\lambda + k^2) = 0.$$

Ist λ_ν irgendeine der fünf Wurzeln dieser Gleichung, so bestimmen sich die drei zugehörigen Konstanten $\varepsilon_{1\nu}$, $\varepsilon_{2\nu}$, $\varepsilon_{3\nu}$ bis auf einen Proportionalitätsfaktor a_ν aus den Gleichungen (7), und die allgemeinen Integrale enthalten dann in $a_0\, a_1\, a_2 \ldots a_5$ die erforderlichen sechs Integrationsparameter.

Man wird in praktischen Fällen die Gleichung $R(\lambda) = 0$ so auflösen, daß man zunächst die fünf Wurzeln der Gleichung

$$(\lambda^2 + a\lambda + h^2)\,S(\lambda) = 0 \quad . \; . \; . \; . \; . \quad (10)$$

sucht und mit ihnen als Näherungswurzeln in die vollständige Gleichung $R(\lambda) = 0$ eingeht. Da nämlich nach dem früher Gesagten q sehr klein ist, so liegen die Wurzeln von (10) sehr nahe bei den Wurzeln von $R(\lambda) = 0$, zweifellos so nahe, daß wir im Vergleich mit den bisherigen Vernachlässigungen keinen erheblichen Fehler begehen, wenn wir der weiteren Rechnung die Annahme $q = 0$ zugrunde legen, die z. B. für ein Flugzeug mit merklich ebenen Tragflächen recht genau zutrifft.

Nunmehr zerfällt die Gleichung $R(\lambda) = 0$ in

$$\lambda^2 + a\lambda + h^2 = 0 \quad . \; . \; . \; . \; . \quad (11)$$

$$S(\lambda) = 0 \quad . \; . \; . \; . \; . \; . \; . \quad (12)$$

entsprechend der Tatsache, daß sich die beiden letzten Bewegungsgleichungen (6) unabhängig von der ersten erledigen ließen; wir ziehen es trotzdem vor, das System (6) geschlossen zu behandeln.

Die beiden Wurzeln der Gleichung (11)

$$\lambda_{1,2} = -\frac{a}{2} \pm \sqrt{\frac{a^2}{4} - h^2}$$

haben einen negativ reellen Teil, gehören also zu einer aperiodischen oder gedämpften Schwingung, als Ausdruck dafür, daß das Flugzeug Seitenstabilität besitzt.

Die drei Wurzeln $\lambda_3\, \lambda_4\, \lambda_5$ der Gleichung (12) müssen ebenfalls lauter negativ reelle Teile besitzen, insofern b, c, k^2 und das Produkt $mn = N^2 : J_2 J_3$ wesentlich positiv sind.

Mindestens eine von ihnen muß nämlich reell sein; sei dies etwa λ_3. Nun ist mit den Abkürzungen

$$\sigma_1 = b + c > 0 \quad . \; . \; . \; . \; . \; . \quad (13)$$

$$\sigma_2 = bc + k^2 + mn > 0 \quad . \; . \; . \quad (14)$$

$$\sigma_3 = ck^2 > 0 \quad . \; . \; . \; . \; . \; . \; . \; . \quad (15)$$

auch

$$\sigma_1\sigma_2 - \sigma_3 > 0 \quad . \; . \; . \; . \; . \; . \quad (16)$$

Da sich $S(\lambda)$ nach (9) in der Form

$$S(\lambda) \equiv \lambda^3 + \sigma_1\lambda^2 + \sigma_2\lambda + \sigma_3$$

darstellt, so ist andererseits

$$\sigma_1\sigma_2 - \sigma_3 = -(\lambda_4 + \lambda_5)(\lambda_3^2 + \sigma_2) > 0,$$

also

$$\lambda_4 + \lambda_5 < 0 \quad . \; . \; . \; . \; . \; . \; . \quad (17)$$

und außerdem

$$\lambda_3 \lambda_4 \lambda_5 = - \sigma_3 < 0 \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (18)$$

Aus (18) folgt, daß die reellen Größen λ_3 und $\lambda_4 \lambda_5$ verschiedenes Vorzeichen haben müssen. Wäre nun $\lambda_3 > 0$ und $\lambda_4 \lambda_5 < 0$, so würde nach (17) im Gegensatz zu (14)

$$\sigma_2 = \lambda_3 (\lambda_4 + \lambda_5) + \lambda_4 \lambda_5 < 0.$$

Daher muß $\lambda_3 < 0$ und

$$\lambda_4 \lambda_5 > 0 \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (19)$$

sein. Aus (17) und (19) schließt man aber leicht, daß λ_4 und λ_5 entweder reell negativ oder konjugiert komplex mit negativ reellem Teil werden müssen.

Somit gehören auch die Wurzeln $\lambda_3 \lambda_4 \lambda_5$ zu aperiodischen oder gedämpften Schwingungen[1]).

Bis auf weiteres sei vorausgesetzt, daß die fünf Wurzeln λ verschieden sind. Dann berechnen sich die Konstanten ε für die beiden Wurzelwerte λ_1 und λ_2 aus der zweiten und dritten der Gleichungen (7), für die drei Wurzelwerte $\lambda_3 \lambda_4 \lambda_5$, wenn mn nicht verschwindet, aus der ersten und dritten mit den erwähnten Proportionalitätsfaktoren a_ν zu

$$\left.\begin{array}{lll} \varepsilon_{11} = a_1 & \varepsilon_{21} = \varepsilon_{31} = 0 & \\ \varepsilon_{12} = a_2 & \varepsilon_{22} = \varepsilon_{32} = 0 & \\ \varepsilon_{13} = - n A_3 a_3 & \varepsilon_{23} = (\lambda_3 + c)\, a_3 & \varepsilon_{33} = n a_3 \\ \varepsilon_{14} = - n A_4 a_4 & \varepsilon_{24} = (\lambda_4 + c)\, a_4 & \varepsilon_{34} = n a_4 \\ \varepsilon_{15} = - n A_5 a_5 & \varepsilon_{25} = (\lambda_5 + c)\, a_5 & \varepsilon_{35} = n a_5, \end{array}\right\} \quad (20)$$

wobei zur Abkürzung

$$A_\nu = \frac{p \lambda_\nu}{\lambda_\nu^2 + a \lambda_\nu + h^2} \qquad \nu = 3, 4, 5 \quad . \quad (21)$$

gesetzt ist. Die allgemeinen Integrale lauten demnach mit Berücksichtigung von (5)

$$\left.\begin{array}{l} \varphi = \frac{u}{h^2} - \frac{p w}{c h^2} + a_1 e^{\lambda_1 t} + a_2 e^{\lambda_2 t} \\ \qquad - n A_3 a_3 e^{\lambda_3 t} - n A_4 a_4 e^{\lambda_4 t} - n A_5 a_5 e^{\lambda_5 t} \\ \psi = \frac{v}{k^2} - \frac{m w}{c k^2} \\ \qquad + (\lambda_3 + c)\, a_3 e^{\lambda_3 t} + (\lambda_4 + c)\, a_4 e^{\lambda_4 t} + (\lambda_5 + c)\, a_5 e^{\lambda_5 t} \\ \vartheta = a_0 + \frac{w}{c} t + n a_3 e^{\lambda_3 t} + n a_4 e^{\lambda_4 t} + n a_5 e^{\lambda_5 t} \end{array}\right\} \quad (22)$$

Es mag nun

$$\left.\begin{array}{l} \varphi = \psi = \vartheta = 0 \\ \dot\varphi = \dot\psi = \dot\vartheta = 0 \end{array}\right\} \text{ für } t = 0 \quad . \quad . \quad . \quad (23)$$

sein; aus diesen Anfangsbedingungen würden sich die sechs Parameter a elementar berechnen lassen. Von wesentlichem Interesse ist aber nur a_0. Setzt man in die aus (23) abgeleitete Randbedingung

$$(n \psi - c \vartheta - \dot\vartheta)_{t=0} = 0 \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (24)$$

die rechten Seiten von (22) ein, so folgt sofort

$$a_0 = \frac{n c v - w (k^2 + m n)}{c^2 k^2} \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (25)$$

Für den Fall, daß die Schraube stillsteht, also $m = n = 0$ ist, müssen die Gleichungen (22) etwas abgeändert werden, ehe in ihnen $m = n = 0$ gesetzt werden darf. Denn jetzt nimmt die reelle Wurzel λ_3 von $S(\lambda) = 0$ den Wert $-c$ an, so daß die Berechnung von $\varepsilon_{13}\, \varepsilon_{23}\, \varepsilon_{33}$ aus der ersten und dritten der Gleichungen (7) unstatthaft wird. Benutzt man statt dessen die erste und zweite, so findet man mit einem anderen Proportionalitätsfaktor a_3' allgemein

$$\varepsilon_{13} = - A_3 a_3' \qquad \varepsilon_{23} = - m a_3' \frac{\lambda_3}{\lambda_3^2 + b \lambda_3 + k^2} \qquad \varepsilon_{33} = a_3',$$

[1]) Den Nachweis, daß die Bedingungen (13), (14), (16) hinreichend dafür sind, daß die Gleichung dritten Grades nur Wurzeln mit negativ reellen Teilen besitzt, hat schon E. J. Routh (Die Dynamik der Systeme starrer Körper, deutsch von A. Schepp, Bd. II, Leipzig 1898, S. 230) auf anderem Wege erbracht; er ist natürlich auch enthalten in den Untersuchungen von Hurwitz, Mathem. Ann. 46 (1895), S. 273 ff.

welche Werte man natürlich auch für $N \neq 0$ an Stelle der früheren verwenden könnte. Für $m = n = 0$ lauten die Bewegungsgleichungen nunmehr

$$\left.\begin{array}{l} \varphi = \frac{u}{h^2} - \frac{p w}{c h^2} + a_1 e^{\lambda_1 t} + a_2 e^{\lambda_2 t} - A_3 a_3' e^{-ct} \\ \psi = \frac{v}{k^2} + (\lambda_4 + c)\, a_4 e^{\lambda_4 t} + (\lambda_5 + c)\, a_5 e^{\lambda_5 t} \\ \vartheta = a_0 + \frac{w}{c} t + a_3' e^{-ct} \end{array}\right\} \quad (26)$$

Aus diesen folgt vermittelst der kombinierten Anfangsbedingung

$$(c \vartheta + \dot\vartheta)_{t=0} = 0$$

wiederum

$$a_0 = - \frac{w}{c^2}$$

im Einklang mit (25)

§ 4. Die durch die Exponentialglieder in den Bewegungsgleichungen (22) bzw. (26) dargestellten gedämpften oder aperiodischen Schwingungen klingen bei jedem guten Flugzeug, wie später noch zu erörtern ist, rasch ab, so daß man schon nach ganz kurzer Zeit mit hinreichender Genauigkeit statt (22) mit (25) schreiben darf

$$\left.\begin{array}{l} \varphi = \frac{c u - p w}{c h^2} \\ \psi = \frac{c v - m w}{c k^2} \\ \vartheta = \frac{n c v - w (k^2 + m n)}{c^2 k^2} + \frac{w}{c} t \end{array}\right\} \quad . \quad . \quad (27)$$

Daraus geht hervor, wenn man (3) und (4) beachtet:

1. Das Moment U allein erzeugt schließlich eine Rollung

$$\varphi_1 = \frac{U}{H} \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (28)$$

gleichgültig, ob der Motor läuft oder gedrosselt ist.

2. Das Moment V (Höhensteuer) allein erzeugt schließlich eine Kippung

$$\psi_2 = \frac{V}{K} \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (29)$$

und außerdem, wenn der Motor läuft, eine Wendung

$$\vartheta_2' = \frac{N V}{C K} = \frac{N}{C} \psi_2 \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (30)$$

3. Das Moment W (Seitensteuer) allein erzeugt schließlich eine Rollung

$$\varphi_3 = - \frac{P W}{C H}, \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (31)$$

eine von einer gewissen Zeit an absolut (d. h. dem Betrag nach) wachsende Wendung

$$\vartheta_3 = \frac{W}{C} \left(t - \frac{J_3}{C} \right). \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (32)$$

und außerdem, wenn der Motor läuft, eine Kippung

$$\psi_3' = - \frac{N W}{C K} \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (33)$$

und eine Zusatzwendung

$$\vartheta_3' = - \frac{N^2 W}{C^2 K} = \frac{N}{C} \psi_3' \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (34)$$

Für die Kreiselwirkung beim allseitig stabilen Flugzeug heißt das:

1. Bei rechtsdrehender Schraube ist Rechts-/Links-wenden mit einer Ab-/Auf-kippung (33) verbunden: Kippwirkung des Schraubenkreisels;

2. ebenso Auf-/Ab-kippen mit einer Rechts-/Links-wendung (30): Wendewirkung des Schraubenkreisels.



Bei linksdrehender Schraube kehrt sich der Sinn der Kipp- und Wendewirkung um.

3. Bei rechts- sowohl wie bei linksdrehender Schraube wird jedes Wenden um den Betrag (34) verzögert: Schleppwirkung des Schraubenkreisels.

Die drei Wirkungen des Schraubenkreisels sind unabhängig von der Seitenstabilität (H), sie wachsen linear mit abnehmender Längsstabilität (K). Die Kipp- und Wendewirkung wachsen linear mit dem Eigenimpuls N des Schraubenkreisels und mit abnehmendem Wendewiderstand C, die Schleppwirkung wächst im selben Verhältnis quadratisch.

Zur Herabminderung unerwünscht starker Kreiselwirkungen bringt man demnach am Flugzeug zweckmäßigerweise Dämpfungsflächen an, die den Wendewiderstand vergrößern; man muß dann allerdings in Kauf nehmen, daß dadurch die Lenkbarkeit des Flugzeuges beeinträchtigt wird.

Was die Verkoppelungen zwischen Roll-, Kipp- und Wendebewegungen betrifft, so mag man die beiden folgenden Tabellen vergleichen, welche angeben, ob und unter welchen Bedingungen die eine ohne die andere möglich ist oder ob sie, wenigstens bei Anwendung von konstanten Steuermomenten, unmöglich ist. Die stark umränderten Felder stellen eigentliche Verkoppelungen dar.

Tabelle I.

$N = 0$. Motor gedrosselt.

	Rollen (φ)	Kippen (ψ)	Wenden (ϑ)
Rollen (U) ohne	—	$V = 0$	$W = 0$
Kippen (V) ohne	$CU = PW$	—	$W = 0$
Wenden (W) ohne	$CU = PW$	$V = 0$	—

Tabelle II.

$N \neq 0$. Motor laufend.

	Rollen (φ)	Kippen (ψ)	Wenden (ϑ)
Rollen (U) ohne	—	$CV = NW$	$V = W = 0$
Kippen (V) ohne	$CU = PW$	—	unmöglich
Wenden (W) ohne	$CU = PW$	$CV = NW$	—

Bei rechtsdrehender Schraube erfordert also kippfreies Rechts-/Links-wenden, daß das Höhensteuer in bestimmter Weise auf-/ab-kippend ausgelegt wird; bei linksdrehender Schraube umgekehrt.

Die Kreiselwirkungen sind namentlich dann für den Flieger eine Quelle der Gefahr, wenn die Momente V, W nicht von den Steuerzügen, sondern von atmosphärischen Störungen herrühren; und zweifellos ist die Ursache mancher unaufgeklärten Unglücksfälle hier zu suchen.

Weil erfahrungsgemäß ein ungewolltes Aufkippen des Flugzeuges immer ungefährlicher ist als ein Abkippen, so folgt aus alledem für die Flugpraxis die oft ausgesprochene Regel: Das Wenden nach der Drehseite der Schraube hin ist gefährlicher als nach der anderen Seite.

Von ziemlich geringer Bedeutung sind bei stabil gebauten Flugzeugen die bisher nicht beachteten Schwingungen, die sich der Kipp-, Wende- und Schleppwirkung überlagern; sie lassen sich leicht überblicken, wenn man die Bewegungsgleichungen (22) und (26) vergleicht.

Nehmen wir zunächst an, die Wurzeln $\lambda_1\ \lambda_2$ und $\lambda_4\ \lambda_5$ seien komplex, und setzen wir

$$t_1 = \frac{2\pi}{\sqrt{h^2 - \frac{a^2}{4}}} \qquad t' = \frac{2\pi}{s},$$

wo s der Imaginärteil von λ_4 und λ_5 ist, so können wir das Ergebnis dieses Vergleiches so fassen:

Wenn der Motor läuft, so kommt bei allen Abweichungen vom geraden Flug im allgemeinen

1. zu der gedämpften Rollschwingung von der Periode t_1 eine ebenfalls gedämpfte t',

2. zu der aperiodisch gedämpften Wendebewegung eine gedämpfte Schwingung t' hinzu; die Periode t' ist von der Größe des Impulses N abhängig; sie wird imaginär, d. h. die Zusatzschwingung fällt weg, sobald die Wurzeln $\lambda_4\ \lambda_5$ reell sind.

Beachtenswert ist jedenfalls, daß der Schraubenkreisel eine zu ihm koaxiale Rollschwingung hervorzurufen vermag, die bei gedrosseltem Motor nicht vorhanden ist.

Wenn die Schraube, wie üblich, nicht mehr als zwei Flügel besitzt, so müssen sich außerdem am Flugzeug bei jeder Kippung und bei jeder Wendung leichte Erzitterungen von der doppelten Frequenz der Schraubendrehung bemerklich machen, die davon herrühren, daß sein Deviationsmoment bei jeder Umdrehung um den Mittelwert zweimal hin und her schwankt.

Falls nicht, wie bisher vorausgesetzt, Q verschwindet, so gehen in die Gleichungen (22) weitere Glieder ein, da nunmehr auch $\varepsilon_{21}\ \varepsilon_{31}\ \varepsilon_{22}\ \varepsilon_{32}$ von Null verschiedene, aber sicher sehr kleine Werte annehmen. Damit würde sich die Konstante a_0 und also die Wende- und die Schleppwirkung ein wenig abändern, dagegen nicht die Kippwirkung. Das von der Schraube erzeugte System von Schwingungen würde etwas komplizierter, ohne aber bei der Kleinheit von Q seinen Charakter wesentlich zu verschieben.

§ 5. Es ist noch festzustellen, wie die bisherigen Ergebnisse beeinflußt werden, wenn einige der Wurzeln λ übereinstimmen. Dabei dürfen wir unser Interesse offenbar auf den Fall $N \neq 0$ beschränken. Die bisher konstanten Koeffizienten der nunmehr zusammenfallenden Exponentialglieder $e^{\lambda t}$ sind dann, vorbehaltlich einer nachher zu klärenden Voraussetzung, durch ganze rationale Funktionen von t zu ersetzen, deren Grad bis zu der um eins verminderten Multiplizitätszahl der Wurzel λ ansteigt.

Da alle fünf Wurzeln λ negative, nichtverschwindende reelle Teile haben, so ändert sich dadurch bekanntlich die Art der zugehörigen periodisch oder aperiodisch gedämpften Schwingung nicht wesentlich. Es wäre aber möglich, daß die Konstante a_0 ihre alte Form (25) verlöre. Dies ist nicht der Fall.

Denn erstens hat die etwaige Gleichheit der Wurzeln λ_1 und λ_2 auf a_0 keine Wirkung, da diese in die Anfangsbedingung (24) überhaupt nicht eingehen. Sind zweitens einige der Wurzeln $\lambda_3\ \lambda_4\ \lambda_5$ gleich, möglicherweise sogar einschließlich der Wurzeln λ_1 und λ_2, und ist λ_0 diese Wurzel von p-facher Multiplizität, so gehen die entsprechenden Terme von (24) mit neuen Parametern a'' über in[1])

$$r_1 = \sum_{\nu=0}^{p-1} a_\nu'' \left(\frac{\partial^\nu}{\partial \lambda_0^\nu}\left[(\lambda_0 + c)\, e^{\lambda_0 t}\right]\right)_{t=0}$$

$$r_2 = n \sum_{\nu=0}^{p-1} a_\nu'' \left(\frac{\partial^\nu}{\partial \lambda_0^\nu}\left[e^{\lambda_0 t}\right]\right)_{t=0}$$

$$r_3 = n \sum_{\nu=0}^{p-1} a_\nu'' \left\{\frac{\partial}{\partial t}\left(\frac{\partial^\nu}{\partial \lambda_0^\nu}\left[e^{\lambda_0 t}\right]\right)\right\}_{t=0}.$$

Man stellt durch Ausrechnen aber leicht fest, daß nach wie vor

$$n\, r_1 - c\, r_2 - r_3$$

identisch verschwindet, so daß (25) unverändert bleibt.

Diese Erörterung über mehrfache Wurzeln λ ist an die Bedingung geknüpft[2]), daß von der charakteristischen Determinante $R(\lambda)$ nicht alle Minoren zweiten Grades verschwinden. In der Tat ist der Minor

$$\begin{vmatrix} 0 & p\lambda \\ -n & \lambda + c \end{vmatrix} = n\, p\, \lambda$$

[1]) Vgl. z. B. L. Königsberger, Lehrb. d. Theorie d. Differentialgleichungen, Leipzig 1889, S. 282.

[2]) E. J. Routh, a. a. O., S. 212.

von Null verschieden, da bei allen Flugzeugen $P > 0$ ist, $N \neq 0$ vorausgesetzt wurde und, solange $H \neq 0$, $K \neq 0$ bleibt, auch keine der Wurzeln λ verschwindet.

Die früheren Ergebnisse gelten demnach ohne Einschränkung.

§ 6. Es war bisher angenommen worden, daß das Flugzeug stabil fliegen sollte; und es ist einleuchtend und im Einklang mit einem bekannten gyroskopischen Satze, daß das Flugzeug auch dann stabil bleibt, wenn der Schraubenkreisel sich dreht.

Setzen wir aber den Fall, daß das Flugzeug instabil wäre, so müßte mindestens eine der Konstanten h^2 und k^2 negativ sein. Da die determinierende Gleichung für λ in zwei Teile zerfällt, von denen der eine h^2 ohne m und n, der andere mn ohne h^2 enthält, so kann mangelnde Seitenstabilität ($h^2 < 0$) durch den Schraubenkreisel unter keinen Umständen ersetzt werden.

Fehlt dem Flugzeug die Längsstabilität, so ist mit $k^2 < 0$ von den drei Wurzeln $\lambda_3\ \lambda_4\ \lambda_5$ mindestens eine, λ_3, reell positiv, wie groß auch der Eigenimpuls N des Schraubenkreisels gewählt werde. Denn $S(\lambda)$ wechselt dann wegen $\sigma_3 < 0$ zwischen $\lambda = 0$ und $\lambda = \infty$ sein Vorzeichen. Das Produkt der beiden anderen Wurzeln

$$\lambda_4 \lambda_5 = -\frac{\sigma_3}{\lambda_3}$$

muß also positiv sein, und da ihre Summe

$$\lambda_4 + \lambda_5 = -\sigma_1 - \lambda_3$$

negativ ist, so besitzen sie nach wie vor negativ reelle Teile.

Die durch die positive Wurzel λ_3 bedingte Instabilität ist durch den Schraubenkreisel also ebenfalls nicht hebbar. Dies war vorauszusehen, da ein an sich labiles System, sobald positive Dämpfungsglieder (b, c) vorhanden sind, gyroskopisch nicht stabilisiert werden kann[1]). Stabilisierung wäre nur dann möglich, wenn sich z. B. die Wendebewegung automatisch beschleunigen ließe ($c < 0$; man vergleiche die analogen Verhältnisse bei der Brennan-Scherlschen Einschienenbahn)[2]).

Da indessen aus (9) durch Differentiation nach mn und nachherige Elimination der mit zweifelhaftem Vorzeichen behafteten Klammergröße $(bc + k^2 + mn)$ sich ergibt

$$\frac{\partial \lambda_3}{\partial mn} = -\frac{\lambda_3^2}{2\lambda_3^3 + (b+c)\lambda_3^2 - ck^2} < 0.$$

so nimmt die reelle positive Wurzel mit zunehmendem Impuls N monoton ab, d. h.: Die Längsstabilität kann durch den Propellerkreisel beliebig verringert werden.

Dieses Ergebnis, aber ohne die Monotonität, folgt kürzer auch daraus, daß für $mn = \infty$ die Gleichung $S(\lambda) = 0$ zweimal die Wurzel $-\infty$ und einmal die Wurzel 0 besitzt.

Allerdings ist der Impuls des Schraubenkreisels in Wirklichkeit kaum groß genug, um einen erheblichen Grad von Instabilität auf diese Weise unschädlich zu machen.

Wenn Q nicht verschwindet, so läßt sich eine ähnliche, aber viel unbedeutendere Wirkung auf die Seitenstabilität feststellen.

§ 7. Schließlich kann es bei praktisch verwendbaren Flugzeugen gelegentlich vorkommen, daß ihre Stabilität wenigstens nahezu indifferent wird. Sind aber h^2 oder k^2 oder beide Null, so verlieren die früheren Formeln teilweise ihre Gültigkeit.

a) $h^2 = 0, \quad k^2 > 0.$

Die Bewegungsgleichungen (2) gehen für $Q = 0$ mit den neuen Konstanten (3) und (4) und den neuen Veränderlichen

$$\left.\begin{aligned} \Phi &= \varphi - \frac{cu - pw}{ac} t - a' \\ \Psi &= \psi - \frac{v}{k^2} + \frac{mw}{ck^2} \\ \Theta &= \vartheta - \frac{w}{c} t - a'' \end{aligned}\right\}, \quad \ldots \quad (35)$$

wobei a' und a'' zwei Integrationskonstanten sind, über in

$$\left.\begin{aligned} \dot\Phi + a\Phi + p\Theta &= 0 \\ \ddot\Psi + b\dot\Psi + k^2\Psi + m\dot\Theta &= 0 \\ \dot\Theta + c\Theta - n\Psi &= 0 \end{aligned}\right\}, \quad \ldots \quad (36)$$

so daß die allgemeinen Integrale ψ und ϑ ihre frühere Gestalt (22) beibehalten, wogegen jetzt

$$\varphi = a' + \frac{cu - pw}{ac} t + a_1 e^{-at} - \frac{np}{\lambda_3 + a} a_3 e^{\lambda_3 t}$$
$$- \frac{np}{\lambda_4 + a} a_4 e^{\lambda_4 t} - \frac{np}{\lambda_5 + a} a_5 e^{\lambda_5 t} \quad \ldots \quad (37)$$

wird. Die Konstante a'' nimmt vermöge (24) ihren alten Wert a_0 an (25), während die aus (23) abgeleitete Anfangsbedingung

$$(a\varphi + \dot\varphi + p\vartheta)_{t=0} = 0$$

durch Ausrechnen

$$a' = -\frac{u}{a^2} - \frac{npv}{ack^2} + pw \frac{amn + k^2(a+c)}{a^2c^2k^2} \quad (38)$$

ergibt.

Nach kurzer Zeit, wenn die Schwingungen merklich verklungen sind, ist also angenähert

$$\varphi = a' + \frac{cu - pw}{ac} t \quad \ldots \ldots \quad (39)$$

Daraus folgt:

1. Das Moment U allein erzeugt schließlich eine von einer gewissen Zeit an absolut wachsende Rollung

$$\varphi_1 = \frac{U}{A}\left(t - \frac{J_1}{A}\right), \quad \ldots \ldots \quad (40)$$

gleichgültig, ob der Motor läuft oder gedrosselt ist.

2. Das Moment V (Höhensteuer) allein erzeugt schließlich neben der früheren Kippung (29) und Wendung (30), wenn der Motor läuft, eine Rollung

$$\varphi_2' = -\frac{NPV}{ACK} = -\frac{NP}{AC}\psi_2 \quad \ldots \quad (41)$$

3. Das Moment W (Seitensteuer) allein erzeugt schließlich neben der früheren Wendung (32) eine von einer gewissen Zeit an absolut wachsende Rollung

$$\varphi_3 = -\frac{PW}{AC}\left(t - \frac{AJ_3 + CJ_1}{AC}\right) \quad \ldots \quad (42)$$

und außerdem, wenn der Motor läuft, neben der früheren Kippung (33) und Wendung (34) eine Zusatzrollung

$$\varphi_3' = \frac{N^2PW}{AC^2K} \quad \ldots \ldots \quad (43)$$

Für die Kreiselwirkung bei einem Flugzeug mit indifferenter Seitenstabilität heißt das:

1. Die Kipp-, Wende- und Schleppwirkung bleiben dieselben wie früher.

2. Auf-/Ab-kippen des Flugzeuges ist mit einer Rollung (41) in/entgegen dem Sinn der Schraubendrehung verbunden: Rollwirkung des Schraubenkreisels.

3. Die bei Rechts-/Links-wenden eintretende Rechts-/Links-rollung (42) wird um den Betrag (43) verzögert: Bremswirkung des Schraubenkreisels.

An Stelle der Tabellen I und II zeigen die beiden folgenden die Verkoppelungen zwischen Roll-, Kipp- und Wendebewegungen.

---

[1]) Lord Kelvin und P. G. Tait, Treatise on Nat. Philos., Bd. I, Cambridge 1903, Art. 345VI, S. 391.

[2]) F. Klein und A. Sommerfeld, a. a. O., S. 908.

Tabelle III.

$N = 0$. Motor gedrosselt.

	Rollen (φ)	Kippen (ψ)	Wenden (ϑ)
Rollen (U) ohne	—	$V = 0$	$W = 0$
Kippen (V) ohne	unmöglich	—	$W = 0$
Wenden (W) ohne	unmöglich	$V = 0$	—

Tabelle IV.

$N \neq 0$. Motor laufend.

	Rollen (φ)	Kippen (ψ)	Wenden (ϑ)
Rollen (U) ohne	—	$CV = NW$	$V = W = 0$
Kippen (V) ohne	$\alpha' = 0$, $CU = PW$	—	unmöglich
Wenden (W) ohne		$CV = NW$	—

Die Schwingungen bringen gegen früher nichts wesentlich Neues.

b) $h^2 > 0$, $k^2 = 0$.

Man substituiert in die Differentialgleichungen der Bewegung statt (35)

$$\left.\begin{aligned} \Phi &= -\frac{u}{h^2} + \frac{p}{h^2}\frac{nv+bw}{bc+mn} \\ \Psi &= \psi - \frac{cv-mw}{bc+mn}t - \alpha' \\ \Theta &= \vartheta - \frac{nv+bw}{bc+mn}t - \alpha'' \end{aligned}\right\} \quad . \quad . \quad . \quad (44)$$

und erhält statt (36)

$$\left.\begin{aligned} \ddot{\Phi} + a\dot{\Phi} + h^2\Phi + p\,\dot{\Theta} &= 0 \\ \dot{\Psi} + b\Psi + m\Theta &= 0 \\ \dot{\Theta} + c\Theta - n\Psi &= 0 \end{aligned}\right\} \quad . \quad . \quad . \quad (45)$$

Die allgemeinen Integrale lauten

$$\left.\begin{aligned} \varphi &= \frac{u}{h^2} - \frac{p}{h^2}\frac{nv+bw}{bc+mn} + a_1 e^{\lambda_1 t} + a_2 e^{\lambda_2 t} \\ &\qquad - n\Lambda_4' a_4 e^{\lambda_4' t} - (\lambda_5' + b)\Lambda_5' a_5 e^{\lambda_5' t} \\ \psi &= \alpha' + \frac{cv-mw}{bc+mn}t + (\lambda_4' + c)\,a_4 e^{\lambda_4' t} - m a_5 e^{\lambda_5' t} \\ \vartheta &= \alpha'' + \frac{nv+bw}{bc+mn}t + n a_4 e^{\lambda_4' t} + (\lambda_5' + b)\,a_5 e^{\lambda_5' t} \end{aligned}\right\} \quad (46)$$

Dabei haben λ_1 und λ_2 die frühere Bedeutung; Λ' ist dieselbe Funktion (21) von λ' wie Λ von λ, und zwar sind

$$2\lambda_{4,5}' = -(b+c) \mp \sqrt{(b-c)^2 - 4mn} \quad . \quad . \quad (47)$$

die doppelten Wurzelwerte der Gleichung

$$S(\lambda) \equiv (\lambda + b)(\lambda + c) + mn = 0 \quad . \quad . \quad . \quad (48)$$

Die explizite Berechnung der aus (23) abgeleiteten Anfangsbedingungen

$$\left[(bc+mn)\,\psi + c\,\dot{\psi} - m\dot{\vartheta}\right]_{t=0} = 0,$$

$$\left[(bc+mn)\,\vartheta + n\dot{\psi} + b\,\dot{\vartheta}\right]_{t=0} = 0$$

ergibt mit Berücksichtigung von (48)

$$\left.\begin{aligned} \alpha' &= \frac{v(mn-c^2) + mw(b+c)}{(bc+mn)^2} \\ \alpha'' &= -\frac{nv(b+c) - w(mn-b^2)}{(bc+mn)^2} \end{aligned}\right\}, \quad . \quad (49)$$

so daß man, da in allen diesen Gleichungen auch $m = n = 0$ gesetzt werden darf, die folgenden Schlüsse ziehen kann:

1. Das Moment U allein erzeugt schließlich eine Rollung

$$\varphi_1 = \frac{U}{H}, \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (50)$$

gleichgültig, ob der Motor läuft oder gedrosselt ist.

2. Das Moment V (Höhensteuer) allein erzeugt schließlich, wenn der Motor läuft, eine Rollung

$$\varphi_2' = -\frac{P}{H}\frac{NV}{BC+N^2} \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (51)$$

und eine von einer gewissen Zeit an absolut wachsende Wendung

$$\vartheta_2' = \frac{NV}{BC+N^2}\left(t - \frac{BJ_3 + CJ_2}{BC+N^2}\right), \quad . \quad . \quad (52)$$

außerdem eine von einer gewissen Zeit an absolut wachsende, vom Impuls des Schraubenkreisels abhängige Kippung

$$\psi_2'' = \frac{CV}{BC+N^2}\left(t + \frac{N^2 J_3 - C^2 J_2}{C(BC+N^2)}\right) \quad . \quad . \quad (53)$$

3. Das Moment W (Seitensteuer) allein erzeugt schließlich eine mit wachsendem Impuls absolut abnehmende Rollung

$$\varphi_3'' = -\frac{P}{H}\frac{BW}{BC+N^2} \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (54)$$

und, wenn der Motor läuft, eine von einer gewissen Zeit an absolut wachsende Kippung

$$\psi_3' = -\frac{NW}{BC+N^2}\left(t - \frac{BJ_3 + CJ_2}{BC+N^2}\right), \quad . \quad . \quad (55)$$

außerdem eine von einer gewissen Zeit an absolut wachsende, vom Impuls abhängige Wendung

$$\vartheta_3'' = \frac{BW}{BC+N^2}\left(t + \frac{N^2 J_2 - B^2 J_3}{B(BC+N^2)}\right) \quad . \quad . \quad (56)$$

Für die Kreiselwirkung bei einem Flugzeug mit indifferenter Längsstabilität heißt das:

1. Die Rollwirkung (51) hat den gleichen Drehsinn wie unter *a*) und erreicht ihren größten Wert für $|N| = \sqrt{BC}$.

2. Die Kippwirkung (55) und die Wendewirkung (52) haben ihren früheren Drehsinn; sie wachsen von einer gewissen Zeit an, und zwar am stärksten für $|N| = \sqrt{BC}$.

3. Die mit Rechts-/Links-wenden verbundene Rollung (54) in/entgegen dem Sinn der Schraubendrehung wird durch den Schraubenkreisel verringert: Entkoppelungswirkung des Schraubenkreisels.

4. Alle Kipp- und Wendebewegungen werden durch den Schraubenkreisel von einer gewissen Zeit an verlangsamt [(53), (56)] : Stabilisierungswirkung des Schraubenkreisels.

Die Verkoppelung der Bewegungen geht aus folgenden Tabellen hervor.

Tabelle V.

$N = 0$. Motor gedrosselt.

	Rollen (φ)	Kippen (ψ)	Wenden (ϑ)
Rollen (U) ohne	—	$V = 0$	$W = 0$
Kippen (V) ohne	$UC = PW$	—	$W = 0$
Wenden (W) ohne	$UC = PW$	$V = 0$	—



Tabelle VI.

$N \neq 0$. Motor laufend.

	Rollen (φ)	Kippen (ψ)	Wenden (ϑ)
Rollen (U) ohne	—	$V = W = 0$	$V = W = 0$
Kippen (V) ohne	$U(BC + N^2) = P(NV + BW)$	—	unmöglich
Wenden (W) ohne		unmöglich	—

Für $N = 0$ verlaufen Kippungen und Wendungen schwingungslos, dagegen ist die Möglichkeit gedämpfter Schwingungen gegeben, sobald

$$|N| > \frac{|BJ_3 - CJ_2|}{2\sqrt{J_2 J_3}}$$

wird.

c) $h^2 = k^2 = 0$.

Mit

$$\Phi = \varphi - \left(u - p\,\frac{nv + bw}{bc + mn}\right)\frac{t}{a} - \alpha''' \quad . \quad . \quad (57)$$

und den gleichen Veränderlichen Ψ und Θ (44) wie unter b) gehen die Differentialgleichungen der Bewegung über in

$$\left.\begin{aligned} \dot\Phi + a\Phi + p\Theta &= 0 \\ \dot\Psi + b\Psi + m\Theta &= 0 \\ \dot\Theta + c\Theta - n\Psi &= 0 \end{aligned}\right\} \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (58)$$

Die allgemeinen Integrale ψ und ϑ behalten ihre unter b) ermittelte Gestalt (46) bei, wogegen jetzt

$$\varphi = \alpha''' + \left(u - p\,\frac{nv + bw}{bc + mn}\right)\frac{t}{a} + \alpha_1 e^{-at}$$
$$- \frac{np}{\lambda_4' + a}\,\alpha_4 e^{\lambda_4' t} - p\,\frac{\lambda_5' + b}{\lambda_5' + a}\,\alpha_5 e^{\lambda_5' t} \quad . \quad . \quad (59)$$

ist; α' und α'' bleiben unverändert (49). Die explizite Berechnung der aus (23) abgeleiteten Anfangsbedingung

$$(a\varphi + \dot\varphi + p\vartheta)_{t=0} = 0$$

ergibt

$$\alpha''' = -\frac{u}{a^2} + npv\,\frac{bc + ca + ab + mn}{a^2(bc + mn)^2}$$
$$+ pw\,\frac{b^2(a + c) - mn(a - b)}{a^2(bc + mn)^2} \quad . \quad . \quad . \quad (60)$$

Man zieht hieraus folgende Schlüsse:

1. Das Moment U allein erzeugt schließlich eine von einer gewissen Zeit an absolut wachsende Rollung [vgl. (40)]

$$\varphi_1 = \frac{U}{A}\left(t - \frac{J_1}{A}\right), \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (61)$$

gleichgültig, ob der Motor läuft oder gedrosselt ist.

2. Das Moment V (Höhensteuer) allein erzeugt schließlich, wenn der Motor läuft, eine von einer gewissen Zeit an absolut wachsende Rollung

$$\varphi_2' = -\frac{PNV}{A(BC + N^2)}\left(t - \frac{BCJ_1 + CAJ_2 + ABJ_3 + N^2 J_1}{A(BC + N^2)}\right) \quad (62)$$

und überdies die Bewegungen (52) und (53).

3. Das Moment W (Seitensteuer) allein erzeugt schließlich eine von einer gewissen Zeit an absolut wachsende, vom Impuls des Schraubenkreisels abhängige Rollung

$$\varphi_3'' = -\frac{PBW}{A(BC + N^2)}\left(t - \frac{B^2(AJ_3 + CJ_1) - N^2(AJ_2 - BJ_1)}{AB(BC + N^2)}\right) \quad (63)$$

und überdies die Bewegungen (55) und (56).

Für die Kreiselwirkung bei einem Flugzeug mit indifferenter Seiten- und Längsstabilität heißt das:

1. Die Kipp-, Wende- und Stabilisierungswirkungen sind dieselben wie unter b).

2. Die Rollwirkung (62) hat ihren früheren Drehsinn; sie wächst von einer gewissen Zeit an, und zwar am stärksten für $|N| = \sqrt{BC}$.

3. Die Entkoppelungswirkung (63) hat den gleichen Drehsinn wie unter b); sie wächst von einer gewissen Zeit an.

Die Verkoppelungen der Bewegungen zeigen folgende Tabellen:

Tabelle VII.

$N = 0$. Motor gedrosselt.

	Rollen (φ)	Kippen (ψ)	Wenden (ϑ)
Rollen (U) ohne	—	$V = 0$	$W = 0$
Kippen (V) ohne	$U = W = 0$	—	$W = 0$
Wenden (W) ohne	unmöglich	$V = 0$	—

Tabelle VIII.

$N \neq 0$. Motor laufend.

	Rollen (φ)	Kippen (ψ)	Wenden (ϑ)
Rollen (U) ohne	—	$V = W = 0$	$V = W = 0$
Kippen (V) ohne	$\alpha''' = 0$, $U(BC + N^2) = P(NV + BW)$	—	unmöglich
Wenden (W) ohne		unmöglich	—

Über die Schwingungen gilt dasselbe wie unter b). Es ist besonders bemerkenswert, daß, im Gegensatz zum vollständig stabilen Flugzeug, bei teilweise oder ganz indifferenter Stabilität die Betätigung des Höhensteuers V allein allemal eine Rollbewegung nach sich zieht, sobald der Motor läuft.

Wir haben die Wurzeln λ wiederum als verschieden vorausgesetzt. Sind einige von ihnen gleich, so ändern die Schwingungen ihren Charakter nur unwesentlich, doch wollen wir dies nicht weiter verfolgen.

§ 8. Die zahlenmäßige Diskussion der gewonnenen Ergebnisse stößt, so wichtig sie auch ist, auf Schwierigkeiten, die darin begründet sind, daß die Ermittlung der Koeffizienten $ABCHKP(Q)$ rechnerisch ziemlich unsicher ist, während es andererseits noch an Versuchen fehlt, aus denen sie zuverlässig zu entnehmen wären.

Insofern die Gleichungen

$$\lambda^2 + a\lambda + h^2 = 0$$
$$\lambda^2 + b\lambda + k^2 = 0$$

im wesentlichen die Frequenzgleichungen der von dem Einfluß der Schwerpunktsschwankungen praktisch unabhängigen kurzperiodischen Drehschwingungen des Flugzeugs um seine Längsachse und um seine horizontale Querachse bei gedrosseltem Motor darstellen, könnte man aus der Beobachtung solcher Schwingungen indirekt die Werte von a b h^2 k^2 berechnen. Legen wir z. B. einen von Betz auf Veranlassung von C. Runge[1]) berechneten Dorner-Eindecker mit einer Periode von 5,4 sec und einer sog. Halbwertszeit von 0,26 sec für die Kippschwingungen zugrunde, so finden wir $b = 5{,}3\ \text{sec}^{-1}$ $k^2 = 8{,}3\ \text{sec}^{-2}$. Ziehen wir in Betracht, daß die Größe c ihrer Bedeutung nach jedenfalls etwas kleiner ausfällt als b, so daß wir sie zu rund $4\ \text{sec}^{-1}$ setzen dürfen, so lautet die Gleichung (9)

$$\lambda^3 + 9{,}3\,\lambda^2 + (29{,}5 + mn)\,\lambda + 33{,}2 = 0 \quad . \quad . \quad (64)$$

[1]) Ztschr. f. Flugt. u. Motorl. 3 (1912), S. 38.

Ein Schraubenkreisel mit besonders stark ausgeprägter Kreiselwirkung liegt z. B. bei einem Gnomemotor mit einer Schraube von 2,2 m Durchmesser und 6 kg Gewicht vor; das Trägheitsmoment dieses Systems gibt Bogaert[1]) zu rund 0,8 mkgsec² an. Nehmen wir für die Trägheitsmomente J_2 und J_3 des Flugzeugs den zu kleinen Wert 300 mkgsec² sowie eine Tourenzahl von 1600 in der Minute, so wird $mn = N^2 : J_2 J_3$ etwas größer als 1. Rechnen wir mit dem sicher zu großen Wert $mn = 2$, so liefert (64) die Wurzeln

$$\lambda_3 = -1{,}8$$
$$\lambda_{4,5} = -3{,}75 \pm 2{,}1\,i.$$

Diesen entspricht eine aperiodische Schwingung mit der Halbwertzeit 0,38 sec und eine gedämpfte mit der Periode 3 sec und der Halbwertzeit 0,18 sec.

Für einen Harlan-Eindecker, dessen Kippschwingung die Periode 2,8 sec und die Halbwertzeit 0,14 sec besitzt[2]), unterscheidet sich die gedämpfte Schwingung bei laufendem Motor überhaupt kaum von derjenigen bei gedrosseltem Motor, und die Halbwertzeit der hinzutretenden aperiodischen Schwingung ist sicher geringer als 0,1 sec.

Da die Periode der Schwerpunktslängsschwankungen zu rund 20 sec angegeben wird[3]), so sind die durch die Kreiselwirkung bedingten Schwingungen jedenfalls längst abgeklungen, bis die Schwankungen des Schwerpunkts zu merklicher Amplitude ansteigen.

Auch bei anderen normalen Flugzeugen liegen die Verhältnisse quantitativ ganz ähnlich, da das Produkt der Widerstandskoeffizienten BC stets ein Vielfaches des Impulsquadrates N^2 sein wird. Es war also in der Tat zweifellos erlaubt, einerseits bei der Berechnung der Kreiselwirkung auf die Schwerpunktsbewegung keine Rücksicht zu nehmen[4]) und andererseits die Schwingungen selbst wegen ihres raschen Abklingens bei der Diskussion der Kreiselwirkungen zu vernachlässigen. Und zwar gilt dies auch noch bei Indifferenz der Stabilität. Denn erstens ist a von gleicher Größenordnung wie b und c und somit auch die Halbwertzeit der in § 7a) und § 7c) auftretenden aperiodischen Schwingung e^{-at} hinreichend klein; zweitens werden auch die Wurzeln λ' (47) sich von den Werten $-b$ und $-c$ nur wenig entfernen, falls der Motor läuft, da alsdann zwar ihr Produkt sich um einen Bruchteil seines ursprünglichen Wertes bc vergrößert, ihre Summe aber nach wie vor gleich $-(b+c)$ sein muß. So erhält man z. B. mit den obigen Werten für den Dorner-Eindecker nach (47) die kleine Halbwertzeit 0,15 sec.

Natürlich ist die Gültigkeit der um die Schwingungsglieder verkürzten Bewegungsgleichungen (27), (39) usw. samt den daraus gezogenen Folgerungen auf einen kurzen zeitlichen Bereich beschränkt, in welchem der Einfluß der langsamen Schwerpunktsschwankungen noch nicht wesentlich in Betracht kommt.

Ein Urteil über die praktische Bedeutung der Kreiselwirkungen der Flugzeugschraube läßt sich erst nach einer umfangreichen zahlenmäßigen Diskussion verschiedener Flugzeugtypen gewinnen. Die Mannigfaltigkeit dieser Wirkungen ist, wie man zusammenfassend sagen kann, erheblich größer, als qualitative Überlegungen bisher ahnen ließen.

Patentschau.

(Von Ansbert Vorreiter.)

Ausliegende Patentanmeldungen.

(A: Anmeldung, E: letzter Tag der Einspruchsfrist.)

77h, 5. S. 42982. Flugzeug mit oberhalb der starren Tragflächen an einem Maste angeordneten Hilfstragflächen. Philip H. Smith, Pawling, New York. 31. 8. 14. V. St. Amerika. A 7. 10. 13. E 13. 6. 16.

[1]) A. a. O. S. 82.

[2]) C. Runge, a. a. O.

[3]) C. Runge, a. a. O. Für die aperiodische Schwerpunktsseitenschwankung eines stabilen Flugzeuges gibt K. Gehlen, Ztschr. f. Flugt. u. Motorl. 4 (1913), S. 217, eine Halbwertszeit von 10 sec an, die ebenfalls groß ist gegen die Halbwertzeiten unserer kurzen Schwingungen.

[4]) Diesen Schluß verdanke ich einer brieflichen Mitteilung von Herrn Prof. L. Prandtl.

46c, 14. Sch. 48262. Zündvorrichtung, deren Anlaßzündstrom von einer Batterie und deren Betriebsstrom von einem Dynamo geliefert wird. Ernst Schulz, Köln, Karolinger Ring 21. A 29. 1. 15. E 17. 5. 16.

46c, 14. B. 76182. Einrichtung zum Anlassen von Explosionsmotoren. Bosch Magneto Company, New York. A 3. 3. 14. V. St. Amerika 19. 3. 13.

46a, 23. P. 32338. Dichtung für umlaufende Verbrennungsmotoren. Arthur James Paige, Indianapolis, V. St. A.; Vertr.: H. Springmann, Th. Stort u. E. Herse, Pat.-Anwälte, Berlin SW 61. A 31. 1. 14. Amerika 5. 7. 13. E 23. 5. 16.

46b, 12. Sch. 48621. Regelungsvorrichtung für die Gaszufuhr für zwei oder mehr Motoren, insbesondere Flugzeuge. Franz Schneider, Berlin-Johannisthal, Flugplatz. A 7. 5. 15. E 3. 6. 16.

37f, 8. B. 79304. Tor für Flugzeughallen. Ernst Adolf Bernhard, Berlin, Fasanenstr. 35. A 3. 4. 15.

37f. Gr. 8. C. 24865. Windschutzwand für Luftschiffe; Zus. z. Pat. 274647. Ballonhallenbau (Arthur Müller) G. m. b. H., Berlin-Johannisthal. A 22. 4. 14.

Patenterteilungen.

77h. 5. 292426. Mittels Windflügel betriebene Benzinpumpe für Luftfahrzeuge u. dgl. Franz Schneider, Berlin-Johannisthal. 21. 12. 13. Sch. 45679.

77h, 9. 292353. Mit Dampfungsflächen versehenes Wasserflugzeug. Neufeldt & Kuhnke und Gesellschaft für nautische Instrumente, G. m. b. H., Kiel. 25. 4. 13. G. 38948.

77h, 9. 292392. Fahrgestell für Flugzeuge. Max Deuschle, Stuttgart, Löwentorstr. 43. 14. 3. 13. D. 28534.

77h. 283437. Stoffbahn für Luftschiffhüllen und Verfahren zu ihrer Herstellung. Aktiengesellschaft Metzeler & Co., München. 11. 1. 13. A. 23333.

77h. 283438. Verankerungsvorrichtung für Luftschiffe. Nikolaus Basenach, Charlottenburg, Königsweg 30. 23. 8. 13. B. 73637.

77h. 283439. Flugzeug, dessen Tragflächengestell unter Zwischenschaltung federnder Mittel mit dem Anlaufgestell verbunden ist. Arthur George Watkins und David James Beitzel, Mechanicsburg. 30. 7. 12. W. 40250.

77h. 283478. Flugzeug mit einem aufrichtbaren Hilfspropeller. Theophil Häner, Zürich. 18. 4. 13. H. 62158.

77h. 283479. Flugzeug mit einem während des Fluges tief unterhalb der Tragflächen liegenden, pendelartig angeordneten Stabilisierungsgewicht. Julius Pompe, Breslau, Brigittental 43. 25. 6. 12. P. 29062.

77h. 283508. Spitzenversteifung für Pralluftschiffe. Nikolaus Basenach, Charlottenburg, Königsweg 30. 1. 5. 13. B. 74349.

77h. 283510. Durch Querwände unterteilter Prallschifftragkörper. Nikolaus Basenach, Charlottenburg, Königsweg 30. 1. 5. 13. B. 74350.

46a, 1. 291797. Vorrichtung zum Vorwärmen des Explosionsgemisches bei Explosionskraftmaschinen. Daimler-Motoren-Gesellschaft, Untertürkheim. 30. 8. 13. D. 29459.

46a, 8. 292006. Zweitaktverbrennungsmotor mit um eine hohle Mittelwelle herum angeordneten Arbeitszylindern. Wilhelm Froehlich, Wannsee b. Berlin. 18. 11. 13. F. 37666.

46b, 6. 290769. Vorrichtung zum Anlassen von Verbrennungskraftmaschinen mittels Druckluft. Allgemeine Eletrizitäts-Gesellschaft, Berlin. 7. 12. 11. A. 21498.

46c, 21. 290805. Lamellenkühler für Motorfahrzeuge u. dgl. Dipl.-Ing. N. Stern, Frankfurt a. M., Staufenstr. 10. 4. 3. 15. St. 20337.

46c, 23. 290837. Auf dem Motor angeordneter Kühler für Flugzeugmotoren. Dipl.-Ing. Hans Windhoff, Berlin-Schöneberg, Bennigsenstr. 21/22. 25. 4. 13. W. 42123.

46c, 6. 290737. Zweidüsenvergaser für Explosionsmotoren, dessen Hilfsdüse den Brennstoff beim Anlassen und bei niedrigen Umdrehungszahlen liefert. Jules Fagard, Lüttich, Belgien. 28. 12. 11. F. 33646.

46c, 28. 292007. Einrichtung zum Anlassen von Fahrzeugverbrennungsmotoren, bei welcher ein Anlaßmotor durch Vermittlung einer Freilaufkupplung den Verbrennungsmotor antreibt. Fa. Robert Bosch, Stuttgart. 11. 6. 14. B. 77590.

46c, 5. 291954. Metallischer Kolben-Dichtungsring für Verbrennungskraftmaschinen, der so starkwandig ist, daß seine Querschnittsform unter dem Gasdruck nicht verändert wird. Alfred Lanser, Berchem-Ste.-Agathe b. Brüssel, Belgien; Vertr.: R. H. Korn und C. Röstel, Pat.-Anwälte, Berlin SW 11. 26. 3. 13. L. 36332.

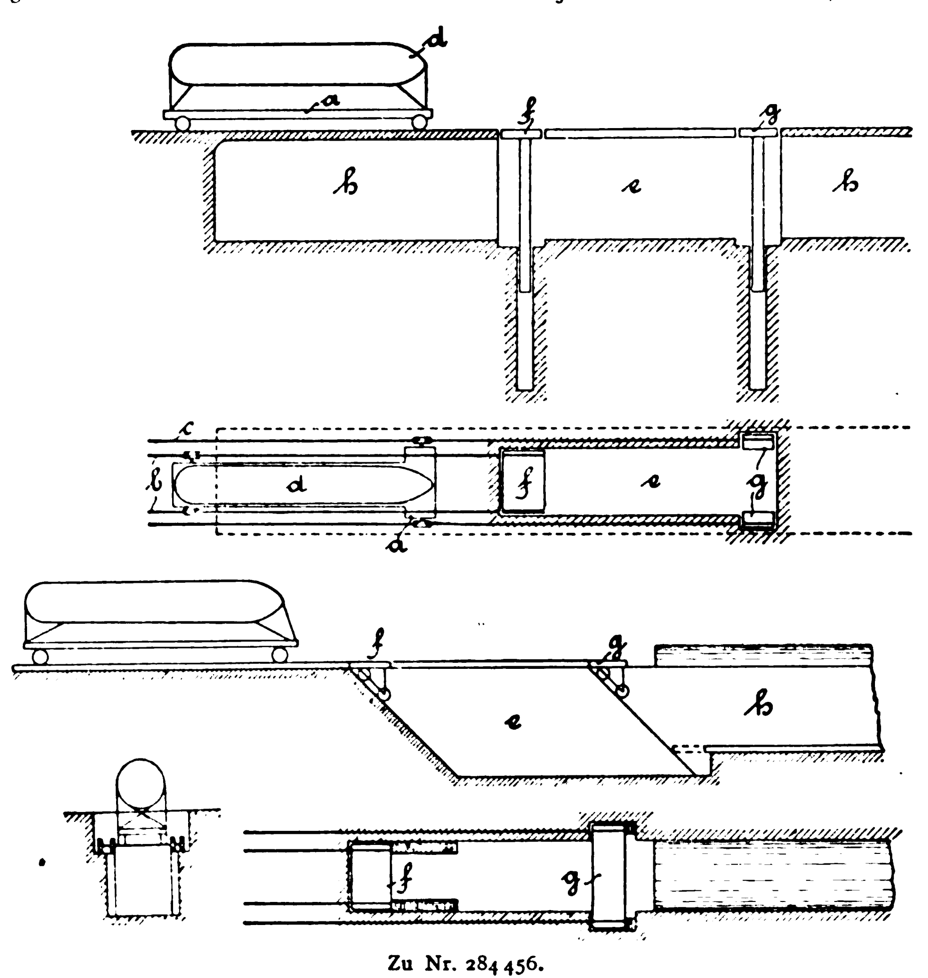
37f, 8. 292435. Drehbare Luftschiffhalle. Maschinenfabrik Eßlingen, Eßlingen a. N. 2. 4. 14. M. 55704.

Patentversagung.

77h. Sch. 45889. Tragdeckenabstützung an Doppeldeckern. 5. 11. 14.

Auszüge aus den Patentschriften.

284456. Einrichtung zur Bergung von Luftschiffen in von oben zu beschickenden Bergungsräumen. Carl Prager und W. Steinhorst in Leipzig. — Der Bergungswagen wird durch zwei oder mehr senkrecht oder auch schräg mit gleicher Geschwindigkeit zu bewegende Aufzüge gehoben oder gesenkt, deren Bühnen für je eine Achsengruppe bestimmt sind, während die dazwischen liegenden Fahrstrecken ortsfest sein können, was durch die besondere Form des Wagens mit seitlich vorstehenden Rädern ermöglicht wird. Besonders bei Anwendung der Erfindung auf die bekannten Bergungseinrichtungen mit kreisförmiger Bahn des Bergungswagens, welche die Einstellung des Bergungswagens in die Windrichtung gestattet, gewähren mehrere die Enden des Bergungswagens tragende Aufzugsschalen den Vorteil, daß der ganze Mittelteil des Bergungsraumes frei bleibt und die Lagerung der Aufzüge leicht an der ohnehin vorhandenen Hallenkonstruktion vorgenommen werden kann. Bei einer weiteren Ausführungsform der Erfindung wird der Bergungswagen selbst unter Vermittlung der schrägen Schienenanlage zur Ausführung der Hebe- oder Senkbewegung ausgenutzt.



Zu Nr. 284456.

Das fahrbare Gestell *a* verkehrt auf den Gleispaaren *b* und *c*. Es trägt das befestigte Luftschiff *d* und gelangt auf seiner Fahrt über den Bergungsraum *e* schließlich auf die Aufzugsschalen *f* und *g*. Diese sind für gleichmäßig schnelle Heb- und Senkbewegung eingerichtet. Die zwischen den Aufzugsschalen gelegenen Schienenverbindungsstücke können infolge mehrerer Aufzugsschalen auf den festen Mauern des Bergungsraumes gelagert werden. Rechts und links vom Bergungsraum zweigen die überdachten Bergungshallen *h* in bekannter Weise ab, in welche das Luftschiff samt dem Untergestell eingefahren werden kann.

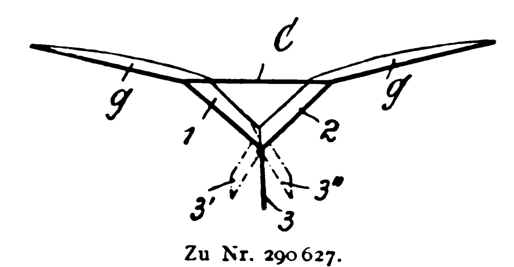
Die Anordnung der Aufzugsschalen im Bergungsraum kann auch für eine schräg absteigende Bewegung statt einer senkrechten erfolgen. Die Aufzugsschalen *f*, *g* laufen hierbei auf geneigten Ebenen hinab. Diese Anordnung ist dadurch vorteilhaft, daß sie die Ausschachtungsarbeiten im Bergungsraum *e* bei der Errichtung der Anlage verringert. Auf der Sohle des Bergungsraumes angekommen, kann das Luftschiff wagerecht weiterbefördert werden.

283708. Selbsttätige Stabilisierungsvorrichtung für Flugzeuge, bei welcher die Stabilisierungsflächen durch Schließung eines elektrischen Stromkreises verstellt, jedoch vor Rückkehr des Flugzeuges in seine Mittellage zwecks Verhinderung des Übersteuerns wieder wirkungslos werden. Newton Booth Converse in Fresno, V. St. A. —

Das Neue und Wesentliche der Erfindung liegt darin, daß ein den Stromschluß in Verbindung mit einer Quecksilberwage bewirkender Kontaktstift vom Quecksilber entfernt wird, sobald die Stabilisierungsmittel zur Stabilisierung verstellt werden, und der Quecksilberwage wieder genähert wird, sobald die Stabilisierungsmittel in ihre Mittellage zurückkehren.

Gemäß der Erfindung wird zu diesem Zwecke der Kontaktstift von einer Kurvenscheibe verschoben, die auf der die Stabilisierungsseile verstellenden Welle sitzt. Durch Änderung der Form der Kurvenscheibe ist man in der Lage, die Bewegung des Kontaktstiftes gegenüber der Bewegung der Hilfsflächen in weiten Grenzen zu regeln.

290627. Flugzeug mit je zwei beiderseits der Längsachse angeordneten und über Kreuz gleichartig verstellbaren Steuerflächen. Edward E. Dulier in Brüssel. Zusatz zum Patent 277104. — Um die Wirkung der am Schwanz befindlichen Jalousieflächen zu erhöhen, ist die Schwanzfläche zu einem im Querschnitt dreieckigen Kasten ausgebildet, dessen Stoßkante unten liegt und mit den Seitenflächen in der Flugrichtung ansteigt. An den Vorderkanten der Trag- und Schwanzflächen sitzen die



Zu Nr. 290627.

quer zur Flugrichtung gerichteten und um die Rippen drehbaren Jalousieklappen *g*, die steil gegen die Flugrichtung ansteigen. Der Schwanz C bildet einen dreieckigen, nach dem Rumpf zu verjüngten Kasten, dessen Stoßkante unten liegt und so mit den Flä-

chen *1*, *2* in der Flugrichtung ansteigt. Von den Kastenflächen *1*, *2* gehen die Jalousieflächen *g* aus.

Unter dem Kasten *1*, *2* ist eine nach links oder rechts einstellbare Kielflosse *3* aufgehängt. Die Einstellung erfolgt in der Weise, daß, wenn z. B. die Klappen *g* auf der rechten Seite geschlossen und damit in der im Hauptpatent beschriebenen Weise gegen die Luft angestellt werden, die Flosse *3* nach links in die Stellung *3'* gedreht wird, während umgekehrt bei Anstellung der linken Klappen *g* die Flosse *3* in die Stellung *3''* gelangt. Die Schrägstellung der Flosse *3* erfolgt zweckmäßig in dem Maße, daß die Flosse, die Kastenfläche *1* oder *2* und die Jalousiefläche *g* eine leicht gekrümmte Auftriebsfläche ergeben. Auf diese Weise wird die Wirkung der gleichzeitig mit der Kielfläche *3* verstellten Jalousieklappen *g* erhöht.

287314. Vogelflügelartige Tragfläche für Flugzeuge mit vorderer Verdickung. Gustav Lilienthal in Berlin-Lichterfelde. — Es ist bereits bekannt, den Tragflächen im vorderen Teil eine Verdickung zu geben, wobei die oberen und unteren Begrenzungslinien des Profils sich aus Kurven verschiedener Krümmung zusammensetzen. Ferner ist es nicht mehr neu, den vorderen verdickten Rand solcher Tragflächen stark nach unten zu neigen. Weiterhin ist es auch schon vorgeschlagen worden, Flügel mit vorn verdickten Profilen in ihrer Längsausdehnung — also quer zur Flugrichtung — eine Krümmung zu geben; in diesem Falle fehlt jedoch noch die stark herabgezogene Vorderkante, während die Flügel, welche letzteres Merkmal besitzen, keine Krümmung in ihrer Längsrichtung aufweisen. Schließlich ist auch schon eine Tragfläche mit herabgezogenem, etwas verdicktem Vorderteil und auf der Unterseite angebrachter, nach rückwärts gerichteter Aufrauhung bekannt geworden, der aber ebenfalls die Wölbung quer zur Flugrichtung fehlt. Die den Gegenstand der Erfindung bildende Tragflächenform für Flugzeuge besitzt diese bekannten Eigenschaften in einer Vereinigung, welche die dynamische Ausnutzung eines bisher unbekannten, durch Versuche ermittelten Stromlinienverlaufes bei der Bewegung der Flügel gegen die Luft gestattet. Wird eine Fläche mit vorbeschriebenen Profilen gegen die Luft bewegt bzw. einem Luftstrom ausgesetzt, so strömt an der Oberfläche die Luft gleichmäßig hinweg (vgl. Fig. 1), während an der Unterfläche sich ein Wirbel bildet (bei *a*) in der Weise, daß in der Nähe der Hinterkante der Luftstrom umwendet und entgegen der Bewegungsrichtung sich nach der Vorderkante zu bewegt. Der in einer flachen Ellipse verlaufende Wirbel hat seinen zweiten Wirbelpunkt in der Nähe des Mittelpunktes der vorderen Krümmungskurve. Die sich im elliptischen Wirbel drehende Luft übt gegen die Flügel einen beträchtlichen Zentrifugaldruck aus, und die Reibung an der Fläche, sowie die Pressung gegen die scharfe Krümmung des vorderen Flügelteils bewirken einen Vortrieb, der dem Stirnwiderstand des Rumpfes und der Vorderkante entgegenwirkt. Die Wirbelluft bewegt sich gleichzeitig seitlich, teilweise nach dem Rumpf, zum anderen Teil nach der Flügelspitze hin. Der Wirbel verbreitert sich also schraubenförmig nach beiden Seiten. Um diese Abtrift der Luft gegen den Rumpf und die Flügelspitze zur Ausübung eines Auftriebes nutzbar zu machen, wird sowohl die Flügelspitze wie der am Rumpf liegende Flügelteil entsprechend schräg nach unten geneigt konstruiert. Damit ferner die oben erwähnte vortreibende Wirkung der nach vorn strömenden Luft möglichst wirksam gemacht wird, wird die Unterfläche aus solchen Materialien hergestellt, welche möglichst großen Reibungswiderstand verursachen, wie z. B. ein Belag von Federn, die so angeordnet sind, daß der Luftstrom gegen den Federstrich gerichtet ist und die Enden der Federn lose aufliegen. Zu gleichem Zwecke kann auch beispielsweise ein schuppenartiger Belag aus geeignetem Material verwendet werden.

Bücher-Besprechungen.

Bei der Redaktion eingegangene Bücher und Broschüren:

Der Deutsche Krieg. Politische Flugschriften. Herausgegeben von Ernst Jäckh. 68. Heft Prof. Dr. Gast: »Deutschland und Südamerika«. Verlag: Deutsche Verlagsanstalt Stuttgart-Berlin. Großoktav, 42 S. Preis pro Heft M. 0,50.

„Güldners Kalender für Betriebsleitung und praktischen Maschinenbau." 24. Jahrgang 1916. 2 Teile. 900 Seiten mit ca. 500 Abbildungen und vielen Tabellen in 2 Bänden oder in einem Band gebunden. Verlag H. A. Ludwig Degener, Leipzig. In Leinen geb. M. 3.—.

Die neue Ausgabe dieses Kalenders ist wesentlich ergänzt und verbessert worden. Veraltete Angaben sind durch neue, die dem heutigen Stande der Technik entsprechen, ersetzt worden. Insbesondere wurden die »Mechanik« und die »Elektrotechnik«, namentlich »Elektrische Beleuchtung«, umgearbeitet. Die Abschnitte »Lokomobilen«, »Triebwerke« wurden ergänzt. Dem Kapitel über »Metallbearbeitung« sind Zahlentafeln und graphische Darstellungen zur Bestimmung der Umlaufzahlen bei gegebenem Durchmesser und bei bestimmter Schnittgeschwindigkeit eingefügt worden.

Der neue »Güldner« kann als Nachschlagebuch Betriebsingenieuren und Technikern empfohlen werden.

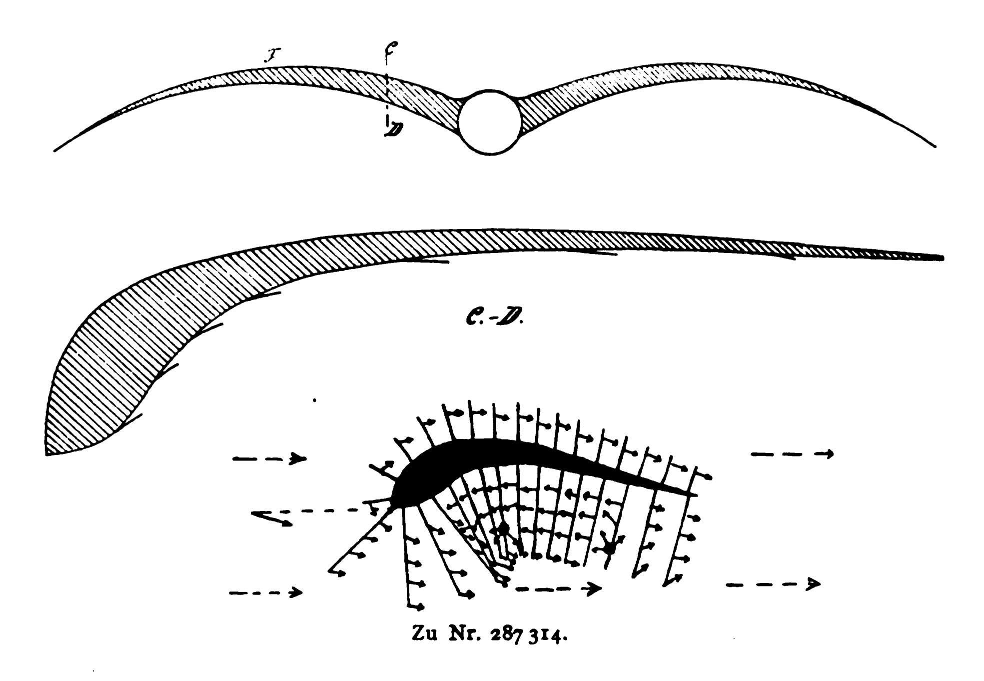
„Motor." 200 Seiten mit vielen Abbildungen. Verlag Gustav Braunbeck, G. m. b. H., Berlin W 35.

Aus dem Inhalt für Luftfahrer besonders beachtenswert: Der Untergang des »L 19« mit Bildern. Das französische Flugwesen im Kriege, kritisiert von Dr. Theodor Gubler, Basel. Englands Stellung im Luftkrieg, behandelt von Dr. N. Hansen. Fliegerbewaffnung und Abwehr, von einem bekannten Kriegsflieger. Die Ausstattung auch dieses Heftes des »Motor« ist sehr schön.

Deutsche Flugtechniker-Zeitschrift. Illustrierte Monatsschrift für Bau und Konstruktion. Herausgeber: Heinr. Tams, Kiel. Verlag: In Kommission, Otto Klemm, Leipzig. Erscheint monatlich. Oktav. Preis jährlich M. 3.—. (Besonders über Flugzeugmodelle.)

Meteorologische Studien im Schwedischen Hochgebirge. Von J. W. Sandström. Verlag: Wald. Zachrissons Boktryckeri A. B., Goteborg. Gr. Oktav. 48 Seiten mit 20 Textabbildungen.

Über die Ablenkung des Windes infolge der Erddrehung und der Reibung. Von J. W. Sandström. Sonderabdruck aus dem »Arkiv för Matematik, Astronomi och Fysik«, Bd. 9, Nr. 31. Verlag: Almqvist & Wiksells Boktryckeri A. B., Upsala.



Zu Nr. 287314.

Geschäftliche Mitteilungen der Wissenschaftlichen Gesellschaft für Luftfahrt

Telegrammadresse: Flugwissen
Geschäftsstelle: Berlin-Charlottenburg 4
Dahlmannstraße 34 (am Bahnhof Charlottenburg)
Fernsprecher: Amt Steinplatz Nr. 6001.

Bericht über die Vorstandssitzung am Sonntag, den 30. April, vormittags 10 Uhr, im Hotel Adlon in Berlin.

Nachdem nach einer so langen Pause das dringende Bedürfnis vorlag, die Herren des Vorstandes — nach den zurzeit gegebenen Möglichkeiten — wieder zu vereinigen, wurde der äußere Anlaß hierzu durch den Tod des bisherigen Geschäftsführers, Herrn Paul Béjeuhr, und der dadurch erforderlich gewordenen Neuregelung der Tätigkeit bei der Geschäftsstelle gegeben.

Die verhältnismäßig große Anzahl der Erschienenen, unter ihnen die Herren Vertreter des Kriegsministeriums, des Ministeriums der Öffentlichen Arbeiten, des Reichs-Postamts und der Inspektion der Fliegertruppen, bewiesen in höchst erfreulicher Weise, in wie hohem Maße das der Gesellschaft entgegengebrachte Interesse auf allen Seiten vorhanden ist.

Ein die Sitzung einleitender, von vorzüglichen Lichtbildern begleiteter Vortrag des Herrn Professor Dr.-Ing. Bendemann, zurzeit als Hauptmann bei der Prüfanstalt und Werft der Fliegertruppen in Adlershof tätig, über »die Entwicklung der Flugtechnik im Kriege«, dessen Abhaltung durch das gütige Entgegenkommen des Kriegsministeriums ermöglicht wurde, eröffnete einen Einblick in die geradezu staunenswerten und in diesem Umfange nicht vorauszusehenden Fortschritte, die der gewaltige Krieg durch das Anspannen aller Kräfte dem Flugwesen gebracht hat. Es wird uns — wiederum durch das Entgegenkommen dieser hohen Behörde, die sich bereit erklärt hat, die verwendeten Unterlagen versiegelt zur Aufbewahrung entgegenzunehmen — möglich sein, dieselben unseren Mitgliedern als einen Beitrag zur Geschichte der Flugtechnik nach Beendigung des Krieges durch Veröffentlichung in unseren Jahrbüchern zugänglich zu machen.

Die Sitzung brachte weiter einen Bericht des Vorsitzenden, Herrn Geheimrat Dr. v. Böttinger, Mitglied des Herrenhauses, über die Tätigkeit unserer Gesellschaft vor und während des Krieges, wie auch einen solchen über die finanzielle Lage, die sich als so günstig darstellte, daß sie die größten Hoffnungen auf recht ersprießliche Bearbeitung der durch den Krieg immer mehr ausgedehnten Arbeitsgebiete der Gesellschaft eröffnet.

Diese Ausführungen beleuchteten die ernste und erfolgreiche Arbeit der Gesellschaft und ihre erfreulich starke Inanspruchnahme durch die Behörden in der Zeit vor der Unterbrechung durch den Kriegsausbruch und bewiesen auch, daß die Arbeiten während der Kriegszeit in einem den Umständen nach möglichen Umfange aufrecht erhalten wurden; wir beabsichtigen, diese Ausführungen unseren Mitgliedern in einem besonderen Bericht zugehen zu lassen.

Bei Erörterung des Punktes der Tagesordnung »Ersatz für die wissenschaftliche Leitung der Geschäftsstelle« wurde beschlossen, die Besetzung dieses Postens bis zu einer späteren, in Aussicht genommenen Vorstandssitzung zu vertagen in der Erwartung, daß bis dahin eine geeignete Persönlichkeit gefunden werden würde. Hierbei ging der Vorsitzende nochmals besonders auf die Verdienste, die der so früh und plötzlich verstorbene Herr Béjeuhr um die Gesellschaft erworben hat, ein, rühmte seine nie ermüdende Schaffensfreudigkeit, seine liebenswürdige Persönlichkeit und sein großes Wissen, das er stets in den Dienst der Gesellschaft zu stellen bereit war. Der geschäftsführende Vorstand erbat und erhielt die Erlaubnis, die Dankesschuld der Gesellschaft der Witwe gegenüber in Form einer Ehrengabe zum Ausdruck zu bringen.

Es wurden dann weiter die der Zeitschrift gegenwärtig durch die Zensur erwachsenden Schwierigkeiten erörtert. Dabei wurde allseitig eine Fortsetzung ihres Erscheinens befürwortet, das bisher trotz aller Erschwerungen mit der Einschränkung auf ein monatlich einmaliges Erscheinen möglich gewesen ist; das große Interesse der Mitglieder hat sich durch die vielfachen Nachfragen und Nachbestellungen der Zeitschrift — auch ins Feld — erwiesen. Die Behörden sagten in dankenswerter Weise in Bezug auf die Freigabe des Stoffes das größtmögliche Entgegenkommen zu.

Unter dem Punkt »Verschiedenes« der Tagesordnung kam neben den zur Besprechung vorliegenden Anträgen die Erledigung einiger durch den Krieg unterbrochener Arbeiten, sowie die Fortsetzung des Jahrbuches zur Erörterung — auf dieses Material einzugehen, behalten wir gleichfalls dem schon erwähnten Bericht vor; dieser wird ferner Mitteilungen bringen über die mannigfachen Veränderungen und Verluste, die besonders auch der Dienst fürs Vaterland in den Reihen unserer Mitglieder gefordert hat.

Ein unter anderem eingebrachter Antrag auf Ermäßigung des Mitgliedsbeitrages fand unter der Begründung Ablehnung, daß sich eine solche Herabminderung, die zudem durch die Verträge mit unseren Verlegern nur bis zu einem gewissen Grade statthaft sein würde, mit Rücksicht auf die Deckung der laufenden Unkosten der Gesellschaft nicht als gerechtfertigt erscheinen lasse. Hierbei wurde hervorgehoben, daß den stetig sich vollziehenden Neu-Eintritten nur eine ganz geringe Anzahl von Austritten gegenübersteht, so daß trotz der sonstigen Verluste unsere Mitgliederzahl sich mit 413 ungefähr auf der Höhe der Friedenszeit erhalten konnte.

Was die Sitzung jedoch als wertvollstes Ergebnis zeitigte, war der von den Vorsitzenden eingebrachte und allseitig zustimmend begrüßte Vorschlag auf Abhaltung einer Ordentlichen Mitgliederversammlung im Herbst dieses Jahres. Geboren wurde dieser Vorschlag aus dem Gefühl heraus, daß bei einer so langen Kriegsdauer es unbedingt wünschenswert ist, allen Mitgliedern, die in so dankenswerter und uns mit Stolz erfüllender Treue in diesen schweren Zeiten zu uns gehalten haben, Gelegenheit zu geben, zusammen zu kommen, sich über die bisherige Tätigkeit der Gesellschaft und die für die Zukunft in Aussicht genommene zu unterrichten und die großen Erfahrungen und Erlebnisse dieser ungeheuren Zeit zu besprechen und auszutauschen.

Unserer Gesellschaft neue große Aufgaben zu stellen, hat es sich Seine Königliche Hoheit Prinz Heinrich von Preußen höchsteigenhändig angelegen sein lassen in einem Schreiben, das er gelegentlich seiner durch den Dienst fürs Vaterland bedingten Verhinderung an der Teilnahme der Sitzung an unseren ersten Herrn Vorsitzenden zu richten die Gnade hatte, und das sein huldvolles Interesse an den Bestrebungen unserer Gesellschaft aufs neue erweist; wir werden nicht verfehlen, die in diesem Schreiben enthaltenen Anregungen unseren Mitgliedern anläßlich der Einladung zur O. M. V. zur Kenntnis zu bringen.

Einige wertvolle Vorträge, für deren Erlaubniserteilung zur Abhaltung wir wiederum auf das uns schon so häufig erwiesene Entgegenkommen der Behörden hoffen, sollen das Programm der Versammlung bereichern und anziehend gestalten.

Allen Anregungen, die uns aus unserem Mitgliederkreise schon jetzt in Hinsicht auf die in Aussicht genommene Sitzung etwa gegeben werden, sehen wir mit Interesse entgegen, und es wird uns mit besonderer Freude erfüllen, wenn auf diese Weise unsere Mitglieder selbst durch geäußerte Wünsche und Anträge an unseren Vorarbeiten tätigen Anteil nehmen werden.

Die Geschäftsstelle.

Schriftleitung: Ansbert Vorreiter, Ingenieur, Berlin-Steglitz. — Druck von R. Oldenbourg in München.



Zeitschrift für Flugtechnik und Motorluftschiffahrt

Organ der Wissenschaftlichen Gesellschaft für Luftfahrt

HERAUSGEBER UND SCHRIFTLEITER:
Ingenieur ANSBERT VORREITER
BERLIN-STEGLITZ, Sedanstraße 40/II.

LEITER DES WISSENSCHAFTLICHEN TEILS:
Dr. L. PRANDTL und Dr.-Ing. F. BENDEMANN
Professor an der Universität Göttingen
Professor, Direktor der Versuchsanstalt für Luftfahrt, Berlin-Adlershof

VERLAG VON R. OLDENBOURG IN MÜNCHEN UND BERLIN

Jahrgang VII. | 24. Juni 1916. | Heft 11 u. 12.

Zeitschrift für Flugtechnik und Motorluftschiffahrt

Organ der Wissenschaftlichen Gesellschaft für Luftfahrt

HERAUSGEBER UND SCHRIFTLEITER: Ingenieur ANSBERT VORREITER, BERLIN-STEGLITZ, Sedanstraße 40/II.

LEITER DES WISSENSCHAFTLICHEN TEILS: Dr. L. PRANDTL, Professor an der Universität Göttingen und Dr.-Ing. F. BENDEMANN, Professor, Direktor der Versuchsanstalt für Luftfahrt, Berlin-Adlershof

VERLAG VON R. OLDENBOURG IN MÜNCHEN UND BERLIN

Jahrgang VII. **24. Juni 1916.** **Heft 11 und 12.**

Die Zeitschrift erscheint am mittleren und letzten Sonnabend des Monats und kostet bei Bezug durch den Buchhandel, die Postämter oder die Verlagsanstalt innerhalb Deutschland und Österreich-Ungarn pro anno M. 12.—, pro Semester M. 6.—, im Ausland M. 15.— bei direktem Bezug durch den Verlag.
ANZEIGEN werden von der Verlagsbuchhandlung zum Preise von 15 Pf. für jeden mm Höhe bei 45 mm Spaltenbreite angenommen. Bei 6-, 9-, 12-, 18- und 24 maliger Wiederholung wird ein steigender Rabatt gewährt — BEILAGEN, von denen zuvor ein Probe-Exemplar einzusenden ist, werden nach Vereinbarung beigefügt.
STELLENGESUCHE werden für Mitglieder der Wissenschaftlichen Gesellschaft für Flugtechnik mit 15 Pfg. für die Zeile berechnet.
Alle Zuschriften, welche die **Expedition** oder den Anzeigenteil des Blattes betreffen, sind zu adressieren: Verlagsbuchhandlung R. Oldenbourg, München.
Zuschriften für die **Schriftleitung**: Ing. Ansbert Vorreiter, Berlin-Steglitz, Sedanstr. 40/II. Fernsprechamt Steglitz 1779, Telegr.-Adresse: »Vorreiter Berlin-Steglitz«.

INHALT:

Faustformeln für Flugzeugbewertung.

Von **A. Pröll**, Hannover.

Handelt es sich um die Erprobung einer größeren Zahl gleichartiger oder ähnlicher (Serien-)Flugzeuge, so pflegt man einem jeden gewisse Abnahmebedingungen vorzuschreiben, unter welchen eine Höhenstoppung mit vorgeschriebener Nutzlast und Betriebsstoff eine besonders wichtige Rolle spielt. Aus mancherlei Gründen ist es aber nicht immer möglich, jedes Flugzeug im vorgeschriebenen »Normalzustande« zu stoppen, auch haben Witterungsverhältnisse und endlich persönliche Eignung des Fliegers einen großen Einfluß auf das erreichte »Stoppresultat«.

Während man eigentlich nur den letztgenannten Faktor (und auch durchaus nicht immer mit Sicherheit) dadurch ausscheiden kann, daß man stets denselben Flieger steuern läßt, sollte die Einwirkung der anderen Faktoren durch eine Art von Bewertungs(Korrektur-)rechnung mit Rücksicht auf einen gewissen Normalzustand soweit als möglich eliminiert werden können. Da solche Vergleiche von ausgeführten Flügen nicht selten unter schwierigen Verhältnissen und von wissenschaftlich nicht geschulten Leuten durchzuführen sind, so empfiehlt es sich, kurze »Faustformeln« für solche Zwecke aufzustellen, die das Wesentliche des Vorganges festzulegen gestatten, wenn sie auch nicht alle (vielfach zudem schwer kontrollierbaren) Voraussetzungen berücksichtigen.

Der erzielte Genauigkeitsgrad genügt für die in Betracht kommenden Zwecke meist vollkommen.

Im Folgenden sind einige solcher Faustformeln mit Begründung und Beispielen angeführt.

Zur Aufstellung der Formeln sollen in allen Fällen Daten genügen, die ohne besondere Schwierigkeiten zu beschaffen sind. Außer der Kenntnis des Apparatgewichtes sind nur Barometer und Stoppuhr erforderlich und eine Vorrichtung zur Messung der relativen Fluggeschwindigkeit, also etwa ein Morellsches Anemotachometer oder ein entsprechendes Staugerät. Anemotachometer stehen derzeit schon auf vielen Apparaten in Verwendung.[1])

I. Vergleich von Stoppungsergebnissen bei verschiedenen Nutzlasten, aber bei gleichen Apparaten und gleichartiger Wetterlage.

Es bedeuten

G_f das Gewicht des leeren Flugzeuges,
G_n, G_{n_1} zwei verschiedene Nutzlasten (einschließlich Betriebsstoff), demgemäß
$G = G_f + G_n$, $G_1 = G_f + G_{n_1}$ die Gesamtgewichte,
F Tragflächenareal,
v Fahrgeschwindigkeit in der Flugbahn,
β, β_1 Steigungswinkel der Flugbahn in den beiden Fällen,
t, t_1 Stoppzeiten für eine gegebene (nicht zu große) Höhe, etwa 1000 oder 500 m,
v_s, v_{s_1} die vertikalen Steiggeschwindigkeiten;

[1]) Es ist wohl zu beachten, daß die Angaben aller dieser Geschwindigkeitsmesser (sowohl Anemotachometer als Staugeräte etc.) vom spezifischen Gewicht der Luft abhängig sind, also im Allgemeinen erst durch Vermittlung von Reduktionstabellen oder Kurven brauchbar gemacht werden müssen. Auch spielt die Anbringungsweise der Geräte (an Streben oder Kabeln) zwischen oder über den Tragflächen eine große Rolle. Für Vergleichsversuche, wobei es vielfach auf Einhaltung einer bestimmten Geschwindigkeit ankommt, sind jedoch diese Umstände weniger von Belang.

Es ist dann

$$v_s = v \sin\beta = \frac{h}{t}, \quad v_{s_1} = v \sin\beta_1 = \frac{h}{t_1} \quad . \quad . \quad . \quad (1),$$

wobei die im allgemeinen genügend zutreffende Voraussetzung gemacht wurde, daß die Fluggeschwindigkeit v nicht merklich geändert wird[1]) durch die immerhin verhältnismäßig geringe Änderung des Gesamtgewichtes von G auf G_1. Ist dann noch $Z \cos\delta$ die in die Bewegungsrichtung fallende Propellerzugkraft (im allgemeinen fällt nämlich die Richtung von Z nicht mit der Schwerpunktsbahn zusammen), so kann auch dieser Wert selbst bei verschiedenem δ in beiden Fällen als annähernd gleich angenommen werden, und es ist dann (Fig. 1)

$$Z \cos\delta = W_x + W_t + G \sin\beta = W_x + W_{t_1} + G_1 \sin\beta_1 \quad (2)$$

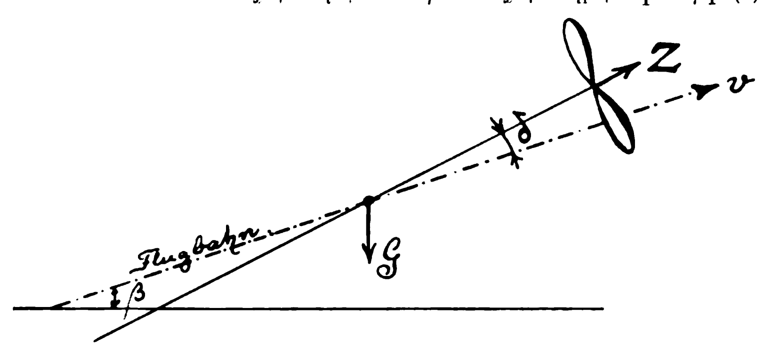


Fig. 1.

wobei W_x den schädlichen Widerstand der nicht tragenden Teile (Rumpf, Fahrgestell etc.) darstellt, der wegen des gleichen v sich nicht wesentlich ändert; dagegen ist der Widerstand W_t, W_{t_1} der Tragflächen mit dem in beiden Fällen verschiedenen Anstellwinkel α selbst veränderlich.

Es ist nun nach einer bekannten Formel der Widerstand

$$W_t = \frac{\gamma}{g} \zeta_w F v^2 \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (3)$$

anderseits ist der Auftrieb bei der flachen Flugbahn dem Gewichte gleich

$$G = \frac{\gamma}{g} \zeta_A F v^2 \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (4)$$

und

ebenso

$$\left.\begin{aligned} W_t &= \left(\frac{\zeta_w}{\zeta_A}\right) G \\ W_{t_1} &= \left(\frac{\zeta_{w_1}}{\zeta_{A_1}}\right) G_1 \end{aligned}\right\} \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (5)$$

wobei das Verhältnis

$$\frac{\zeta_w}{\zeta_A} = \varepsilon \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (6)$$

als die Gleitzahl der Tragflächen bekannt ist.

Es ist dann nach Gleichung (2)

$$G\varepsilon + G \sin\beta = G_1 \varepsilon_1 + G_1 \sin\beta_1,$$

woraus

$$\frac{\sin\beta_1}{\sin\beta} = \frac{G}{G_1} - \frac{G_1 \varepsilon_1 - G\varepsilon}{G_1 \sin\beta} \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (7)$$

Ersetzt man noch die Winkelfunktionen $\sin\beta$ durch $\frac{h}{tv}$ bzw. $\sin\beta_1 = \frac{h}{t_1 v}$, so folgt

$$\frac{t}{t_1} = \frac{G}{G_1} - \frac{(G_1 \varepsilon_1 - G\varepsilon)\, t v}{G_1 h} \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (8)$$

[1]) Diese Voraussetzung braucht an sich nicht immer erfüllt zu sein. Sie hängt von verschiedenen Umständen ab, hauptsächlich von der Wahl des richtigen Propellers (charakterist. Kurven!) in bezug auf das Flugzeug, dann auch von der Geschicklichkeit des Fliegers, immer den höchsten Leistungsüberschuß des Motors für das Steigen auszunützen. Indessen genügt für eine »Faustformel« die gewöhnlich zutreffende Voraussetzung, welche die Verhältnisse recht einfach erscheinen läßt. Siehe auch S. 70 ff.

Hier setzt nun die »Faustformel« ein, um eine Schwierigkeit zu überwinden. Es handelt sich nämlich um die Einführung einfachster gangbarer Werte für die Gleitzahl $\varepsilon = \frac{\zeta_w}{\zeta_A}$.

Betrachten wir dazu die Eiffelschen Diagramme des Verhältnisses $\left(\frac{k_x}{k_y}\right)$, was dasselbe darstellt wie $\varepsilon = \frac{\zeta_w}{\zeta_A}$, so zeigen alle im wesentlichen die Gestalt der Kurven 1 oder 2 in Fig. 2 mit einem meist ziemlich flachen Minimum bei 6^0 bis 8^0 und darauffolgendem nahezu proportionalen (geradlinigen) Ansteigen mit α (Fig. 2).[1])

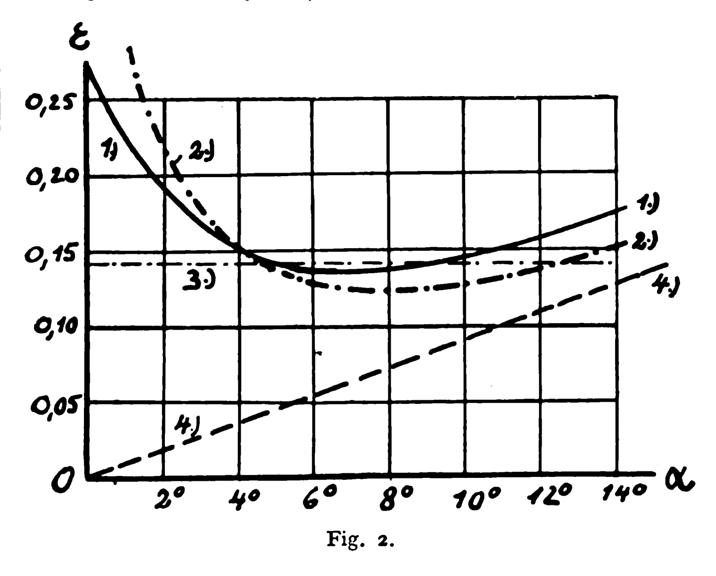


Fig. 2.

Wir können demnach zwei vereinfachte Annahmen eintreten lassen mit Rücksicht darauf, daß sich der Anstellwinkel für nicht allzu starke Belastungsänderungen in den Grenzen 4^0 bis 12^0 halten wird.

1. $\varepsilon = \frac{\zeta_w}{\zeta_A} = \text{const}$ (Fig. 2 mittlere strichpunktierte Gerade 3),
2. $\frac{\zeta_w}{\zeta_A} = p\alpha + \frac{b}{\alpha}$ (Fig. 2 Hyperbel 2),

entsprechend einem hyperbolischen Verlauf, der die Verhältnisse etwas besser wiedergibt. Dabei ist 2b der Widerstandskoeffizient für den Auftrieb 0 entsprechend den Versuchskurven.[2]) Dadurch entstehen zwei verschiedene Faustformeln, von denen je nach der Art der Tragflächen oder des Flugzeuges, endlich des Anstellwinkels α mehr die eine oder die andere in Betracht kommen wird.

1. $\frac{\zeta_w}{\zeta_A} = \text{const}$ ist die einfachste und für gewöhnlich auch ausreichende Annahme.

Die Untersuchung der Eiffelschen Kurven für verschiedene Profile zeigt, daß zwischen 4^0 und 12^0 Schwankungen dieser Gleitzahl ε eintreten können von 0,07 bis 0,18, daß aber als guter Mittelwert

$$\varepsilon = 0{,}13 \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (9)$$

gesetzt werden kann.

[1]) Kurve 1 in Fig. 2 entspricht nach Föpplschen Versuchen einer gekrümmten Platte vom Seitenverhältnis 90 × 15 mm und der Wölbung $^1/_7$ (nach Martienssen, Gesetze des Wasser- und Luftwiderstandes, Fig. 46).

[2]) In dem Aufsatz: »Leistungsfähigkeit und Einteilung der Flugzeuge« (Z. f. Flugt. u. Motorluftsch. 1914, S. 297), setzt Rau

$$\zeta_A = 2 \sin\alpha \cos^2\alpha,$$
$$\zeta_w = 2 \sin^2\alpha \cos\alpha,$$

somit $\frac{\zeta_w}{\zeta_A} = \operatorname{tg}\alpha \sim \alpha$. Dies würde in Fig. 2 für ε eine Gerade unter 45^0 durch den Koordinatenanfangspunkt ergeben, die jedenfalls erst für größere Winkel α angenähert richtige Ergebnisse liefert.

Demnach erhalten wir aus Gleichung (8)

$$\frac{t}{t_1} = \frac{G}{G_1} - \frac{G_1 - G}{G_1 h} t v \varepsilon = \frac{G}{G_1}\left(1 - \frac{\mathfrak{g} t v \varepsilon}{G h}\right) \quad . \quad (10)$$

wenn $G_1 - G = \mathfrak{g}$ (Mehrbelastung) gesetzt wird.

2. $\frac{\zeta_w}{\zeta_A} = p\,\alpha + \frac{b}{\alpha}$ empfiehlt sich, für weitere Untersuchungen zugrunde zu legen.

In diesem Falle ist

$$W_t = p\,G\,\alpha + G\frac{b}{\alpha}.$$

Fügen wir noch die vielfach gemachte Annahme hinzu

$$\text{Auftrieb} = G = k_0\,\alpha\,F\,v^2 \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (11)$$

mit einem Widerstandskoeffizienten k_0, so folgt

$$\left.\begin{aligned} \alpha &= \frac{G}{k_0 F v^2} \\ \alpha_1 &= \frac{G_1}{k_0 F v^2} \end{aligned}\right\} \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (11\,a)$$

und es wird

$$W_t = \frac{p\,G^2}{k_0 F v^2} + b\,k_0 F v^2;\quad W_{t_1} = \frac{p\,G_1^2}{k_0 F v^2} + b\,k_0 F v^2.$$

Es enthält somit auch der Tragflächenwiderstand e i n e n k o n s t a n t e n A n t e i l $b\,k_0 F v^2$, der dann in der Gleichung (8) e b e n s o w i e f r ü h e r W_x wegfällt. Es wird dann aus (8)

$$\frac{t}{t_1} = \frac{G}{G_1} - \frac{(G_1^2 - G^2)\,t\,v}{\left(\frac{k_0}{p}\right) G_1 F v^2 h} = \frac{G}{G_1} - \frac{\mathfrak{g}\left(1 + \frac{G}{G_1}\right) t}{k F v h}$$

$$= \frac{G}{G_1}\left[1 - \frac{\mathfrak{g}\,t\left(1 + \frac{G_1}{G}\right)}{k F v h}\right] \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (12)$$

wenn wir hierin noch

$$\frac{k_0}{p} = k \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (13)$$

als eine dem Flugzeugtyp eigentümliche Konstante ansehen. Anstatt nun von vorneherein bestimmte Zahlenwerte für ε in Formel (10) oder für k in Formel (12) einzusetzen, empfiehlt es sich und entspricht auch mehr dem Wesen der ganzen Rechnung, diese Zahlenwerte für jeden Flugzeugtyp d u r c h d e n V e r s u c h festzulegen. Hierzu sind z w e i S t o p p u n g e n mit verschiedenen Gewichten G und G_1 unter sonst gleichen Verhältnissen, insbesondere gleicher Geschwindigkeit, erforderlich.

Anderseits ist bei gegebenen Profilauftriebskurven (etwa nach Föpplschen oder Eiffelschen Versuchen) der Koeffizient k_0 für Gleichung (11) sofort zu berechnen; es ist der Auftrieb

$$A = k_0\,\alpha\,F\,v^2 = 1{,}1\,\zeta_A\,\frac{\gamma}{g}\,F\,v^2,$$

somit

$$k_0 = \frac{1{,}1\,\zeta_A\,\frac{\gamma}{g}}{\alpha} \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (14)$$

wobei α im Bogenmaß und der Faktor 1,1 (nach Eiffel) wegen der absoluten Größe der Tragflächen bei Übertragung von den Modellversuchswerten für ζ_A einzuführen ist. Bei den üblichen Profilen kann nach R a u

$$\zeta_A = 2\sin\alpha\cos^2\alpha \sim 2\alpha,\ \text{also}\ \frac{\zeta_A}{\alpha} \sim 2\ \text{und mit}\ \frac{\gamma}{g} = \frac{1}{8}$$

$$k_0 \sim 0{,}3 \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (14\,a)$$

gesetzt werden. Bei empirischer Bestimmung durch je zwei Stoppungen mit verschiedenem Gewicht zeigt sich nun fast in allen Fällen, daß nach Formel (12) $k = \frac{k_0}{p}$ zwischen 0,5 und 0,6 liegt, also jedenfalls größer als k_0 ist.

Demnach wäre p stets < 1 und etwa zwischen 0,6 und 0,5 gelegen, was mit dem allgemeinen Verlauf der ε-Kurve ganz gut übereinstimmt.[1])

B e i s p i e l. Mit einem Doppeldecker (Typ engl. Coddy-Flugzeug) von $G_1 = 1200$ kg vollem Gewicht (einschl. Benzin und Ballast) wird in $t = 5$ Minuten $10'' = 310$ Sek. eine Höhe von $h = 500$ m erreicht.

Nach Wegnahme von $\mathfrak{g} = 100$ kg Ballast verkürzt sich die Stoppzeit auf $t = 4$ Minuten $= 240''$, während die Fahrgeschwindigkeit in beiden Fällen $v = 23$ m/sek beträgt Das

[1]) Legen wir dagegen d e s V e r g l e i c h e s w e g e n die Annahme 1) ε = konst zu grunde, setzen aber auch hier $\varepsilon = \alpha$ und führen zugleich

$$\alpha = \frac{G}{\left(\frac{k}{p}\right) F v^2} = \frac{G}{k F v^2}$$

ein, so erhalten wir aus Gleichung (10)

$$\frac{t}{t_1} = \frac{G}{G_1}\left(1 - \frac{\mathfrak{g}\,t}{k F v h}\right) \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (10\,a)$$

wobei allerdings K jetzt veränderlich ist. Berechnet man aber nach dieser Formel aus zwei Stoppungen einen M i t t e l w e r t von h, so ist dieser etwa halb so groß als aus Formel (12) hervorgeht, weil dort der Faktor $1 + \frac{G_1}{G} \sim 2$ im Zähler noch hinzutritt.

Nach Annahme 1) ist die ε-Kurve eine horizontale Gerade, mit Annahme 2) paßt sich ε dagegen im weiteren Verlauf asymptotisch der Geraden $\varepsilon = p\,\alpha$ an.

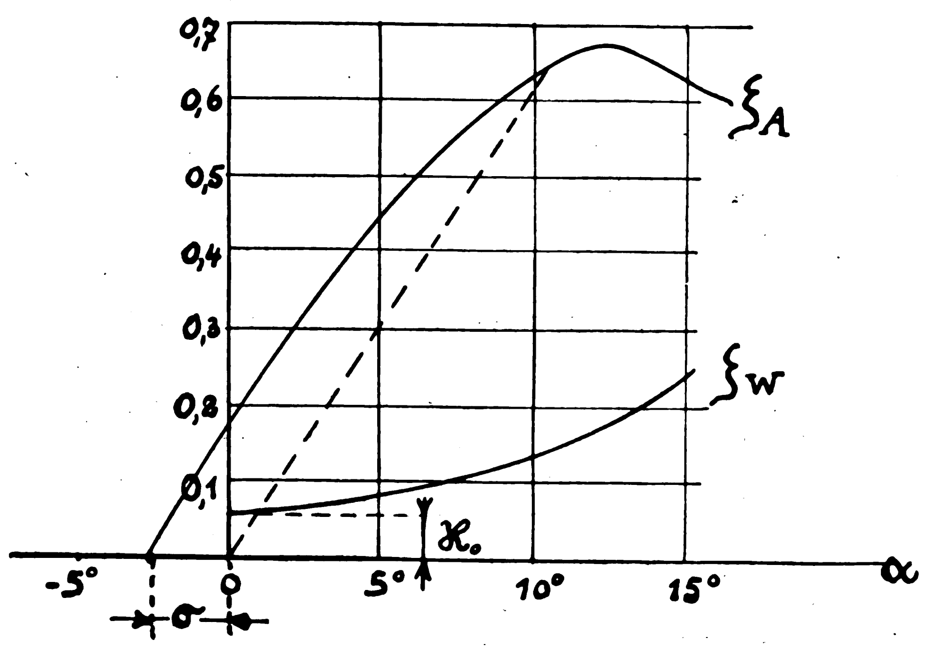


Fig. 3.

Tragflächenareal ist 45 m². Wie hoch ist ε zu bemessen? Es ist nach Gleichung (10)

$$\frac{240}{310} = \frac{1100}{1200}\left(1 - \frac{100 \cdot 241 \cdot 23}{1100 \cdot 500}\,\varepsilon\right),$$

woraus $\varepsilon = 0{,}149$ folgt. Rechnet man aber nach Gleichung (12), so ergibt sich $k = \frac{k_0}{p} = 0{,}6$.

Danach ist also $p = 0{,}5$, und damit sowie mit dem eben gefundenen mittleren Werte von ε läßt sich ganz gut schon die ε-Kurve für die Flugzeugtragflächen bestimmen[1]) (maßstäblich die Kurve 2 in Fig. 2), indem $\varepsilon = 0{,}149 = \text{const}$ für das flache Minimum als Mittelwert angenommen wird, während $\varepsilon = \frac{1}{2}\,\alpha$ die Asymptote für den weiteren Verlauf bildet.

Mit ε oder k kann dann die Stoppzeit bei jedem andern Gewicht berechnet werden.

Es wäre nun noch zu untersuchen, wie die zwecks einfacherer Rechnung gemachte Annahme

$$\varepsilon = p\,\alpha + \frac{b}{\alpha}$$

mit den durch Versuche festgestellten Werten von ζ_A und ζ_w in Einklang zu bringen ist. Der Verlauf derartiger Versuchskurven ist (nach Föppls Versuchen) durch Fig. 3 (S. 67) gegeben. Es tritt dabei die bekannte Erscheinung auf, daß für $\alpha = 0$ noch ein erheblicher Auftrieb vorhanden ist, der erst bei einem negativen Anstellwinkel σ verschwindet. Man kann demnach setzen (für ~~kleine~~ Anstellwinkel α bis ca. 9°)

$$\left.\begin{aligned} \zeta^A &= K_1(\alpha + \sigma) \\ \zeta_w &= K_0 + K_2\alpha^2 \end{aligned}\right\} \quad \ldots\ldots \quad (15)$$

(im Einklang mit den von Föppl angegebenen Formeln).[2])

Danach ist dann

$$\varepsilon = \frac{\zeta_w}{\zeta_A} = \frac{K_2}{K_1\left(1 + \dfrac{\sigma}{\alpha}\right)}\,\alpha + \frac{K_0}{K_1\left(1 + \dfrac{\sigma}{\alpha}\right)} \cdot \frac{1}{\alpha} \quad . \quad (16)$$

Durch Vergleich ergeben sich somit unsere Koeffizienten

$$p = \frac{K_2}{K_1\left(1 + \dfrac{\sigma}{\alpha}\right)}, \quad b = \frac{K_0}{K_1\left(1 + \dfrac{\sigma}{\alpha}\right)} \quad \ldots \quad (17)$$

die also tatsächlich nicht konstant sind, sondern mit α in allerdings nur geringem Maße zunehmen. Für eine der Föpplschen Kurven findet man z. B.

$$\sigma = 3^0, \quad K_1 = 2{,}5, \quad K_0 = 0{,}03, \quad K_2 = 1{,}5,$$

somit wird für

$$\begin{aligned} \alpha &= 6^0, \quad p = 0{,}4, \quad b = 0{,}008, \\ \alpha &= 9^0, \quad p = 0{,}45, \quad b = 0{,}009. \end{aligned}$$

Es kann demnach die für ε gemachte Annahme als brauchbare Annäherung gelten.

Wir untersuchen schließlich noch, inwieweit der Umstand, daß die Schraubenachse im allgemeinen schief zur Flugbahn liegt (»Hängen« des Rumpfes, $\sphericalangle\,\delta$ Fig. 4), das Ergebnis der Rechnung beeinflußt. Der Anstellwinkel α ist dann $= \lambda + \delta$, wo λ der Einstellwinkel der Tragflächen ist.

---

[1]) Auch für das ganze Flugzeug kann eine ähnliche Kurve ermittelt werden. Dann ist aber die »Gleitzahl«

$$= \frac{W_x + W_t}{G} = \frac{\text{Gesamtwiderstand}}{\text{Auftrieb}}$$

$$= \frac{\dfrac{\gamma}{g}\,\zeta f v^2 + \zeta_w \dfrac{\gamma}{g} F v^2}{\zeta_A \dfrac{\gamma}{g} F v^2} = \frac{\zeta \dfrac{f}{F} + \zeta_w}{\zeta_A} = \varepsilon + \frac{\zeta}{\zeta_A}\,\frac{f}{F}.$$

Diese Gleitzahl liegt also höher als ε um den vom »schädlichen« Widerstand W_x herrührenden Betrag; dabei bedeutet ζ den Widerstandskoeffizienten $\sim 0{,}6$ der »äquivalenten schädlichen« Fläche (Rumpf, Fahrgestell usw.) f.

[2]) Die Föppelschen Formeln finden sich im Jahrb. d. Motorluftsch.-Studien-Gesellsch. 1910/11.

Wir erhalten für die Kräftezerlegung in die Richtung der Geschwindigkeit v und senkrecht dazu die Gleichungen

$$\left.\begin{aligned} Z\cos\delta - G\sin\beta - W_x - W_t &= 0 \\ Z\sin\delta - G\cos\beta + A &= 0 \end{aligned}\right\} \quad \ldots \quad (18)$$

Hierin ist der Auftrieb der großen Tragflächen

$$\begin{aligned} A &= 1{,}1\,\frac{\gamma}{g}\,\zeta_A F v^2 = 1{,}1\,\frac{\gamma}{g}\,K_1(\alpha + \sigma) F v^2 \\ &= G\cos\beta - Z\sin\delta \sim G - Z\delta \quad \ldots \quad (19) \end{aligned}$$

soferne die Winkel β und δ nur klein sind. Es ist weiter aus Gleichung (19)

$$\alpha = \frac{G - Z\delta}{1{,}1\,\dfrac{\gamma}{g}\,K_1 F v^2} - \sigma$$

und damit

$$\begin{aligned} W_t &= \zeta_w \frac{\gamma}{g} F v^2 = (K_0 + K_2\sigma^2)\,\frac{\gamma}{g}\,F v^2 \\ &+ \left(\frac{K_2}{1{,}2\,K_1^2\,\dfrac{\gamma}{g}}\right)\frac{(G - Z\delta)^2}{F v^2} - 2\left(\frac{K_2}{1{,}1\,K_1}\right)(G - Z\delta)\,\sigma \\ &= W_0 + \frac{(G - Z\delta)^2}{k F v^2} - k_1\,\sigma\,(G - Z\delta) \quad . \quad . \quad (20) \end{aligned}$$

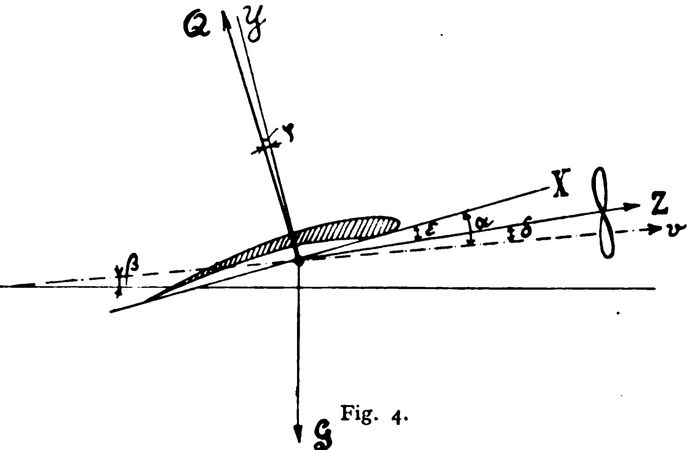


Fig. 4.

W_0 ist hierin ein vom Gewicht unabhängiger Widerstand, der mit W_x in Gleichung (18) vereinigt werden kann und bei der weiteren Rechnung, wie schon oben besprochen, wegfällt.

Aus Gleichung (20) folgt dann mit den vorhin angegebenen Werten

$$W_t = W_0 + \frac{(G - Z\delta)^2}{0{,}62\,F v^2} - 1{,}1\,\sigma\,(G - Z\delta) \quad . \quad (20\text{a})$$

Die Koeffizienten k und k_1 sind durch die Gleichung (20) definiert. k_1 ist nahezu ~ 1, k hat dieselbe Bedeutung wie früher, somit ist

$$\begin{aligned} Z\cos\delta \sim Z &= (W_0 + W_x) \\ &+ \frac{(G - Z\delta)^2}{k \cdot F v^2} - k_1\,\sigma\,(G - Z\delta) + G\sin\beta \quad . \quad . \quad (21) \end{aligned}$$

Für die Belastung G_1 steigt der Apparat unter dem $\sphericalangle\,\beta_1$, und der Winkel der Schraubenachse zur Bahn sei jetzt δ_1, also

$$\alpha_1 = \lambda + \delta_1,$$

dann bekommt man aus ähnlichen Betrachtungen wie oben

$$\begin{aligned} \frac{t}{t_1} &= \frac{G}{G_1} - \frac{t}{k F v h}\left\{\mathfrak{g}\left(1 + \frac{G}{G_1}\right) - 2 Z \delta_1\left(1 - \frac{G\delta}{G_1\delta_1}\right) + \frac{Z^2}{G_1}(\delta_1^2 - \delta^2)\right\} \\ &+ \frac{\sigma k_1 t v\,[\mathfrak{g} - Z(\delta_1 - \delta)]}{G_1 h} \quad \ldots\ldots \quad (22) \end{aligned}$$

Wegen der Kleinheit der Korrekturglieder darf man stets setzen $\delta \sim \delta_1$ und hat dann

$$\begin{aligned} \frac{t}{t_1} &= \frac{G}{G_1} - \frac{t}{k F v h}\left\{\mathfrak{g}\left(1 + \frac{G}{G_1}\right) - 2 Z \delta\left(1 - \frac{G}{G_1}\right)\right\} \\ &+ \frac{(\sigma - k_1)\,t v\,\mathfrak{g}}{G_1 h} \quad \ldots\ldots \quad (23) \end{aligned}$$

In dieser Formel ist Z und δ abzuschätzen.

Im vorigen Beispiel sei $Z = 250$ kg (Propellerzug in Fahrt),

$$\delta = 3^0 \sim \frac{1}{20},$$

dann ist der Wert des Ausdruckes in der geschwungenen Klammer

$$\left\{191,5 - \frac{500}{20}(1 - 0,915)\right\} = 191,5 - 2,1 = 189,4.$$

Diese Korrektur beträgt also nur etwa 1% und darf daher ohne weiteres außer acht gelassen werden. Dagegen ist das letzte Glied mit σ unter Umständen von erheblichem Einfluß. Nehmen wir an, es sei σ nur $3^0 \sim \frac{1}{20}$, so berechnet sich k wie folgt

$$\frac{240}{310} = 0,917 - \frac{240 \cdot 191,7}{500\, k \cdot 45 \cdot 23} + \frac{\frac{1}{20} \cdot 240 \cdot 23 \cdot 100}{1200 \cdot 500}$$

$$= 0,917 - \frac{0,089}{k} + 0,046,$$

$$k = 0,475,$$

es ist also erheblich kleiner als der früher gefundene Wert 0,595. Dieser letztere bezieht sich augenscheinlich auf eine angenommene Auftriebskurve (gestrichelt in Fig. 3), während der kleinere Wert der wirklichen Kurve besser entspricht. Danach wäre dann auch p in Gleichung 12 zu verbessern in $p = 0,63$, wonach die Kurve Fig. 2 einen steileren Verlauf erhielte.

Diese dem ursprünglichen Zweck unserer »Faustformeln« gewiß nicht angemessene Verschärfung sollte nur beweisen, daß der Einfluß des »Hängens« der Apparatachse ganz unwesentlich ist, ebenso wie auch der Steigwinkel β der Flugbahn die Auftriebsformel nicht wesentlich ändert gegenüber Horizontalflug. Dagegen dürfte die Berücksichtigung des Winkels σ und seine Bestimmung durch drei oder mehrere Stoppungen bei verschiedenem Apparatgewicht fast stets notwendig werden.

Nicht ohne Interesse ist auch die Frage nach dem Gewicht, welches vom Flugzeug unter gleichen Umständen wie bisher überhaupt im Horizontalflug noch getragen werden kann. Dieses Gewicht G_0, bei dem gerade ein Ansteigen nicht mehr möglich ist, findet man, wenn $t_1 = \infty$ gesetzt wird. Nach Gleichung (10a) ist dann

$$\mathfrak{g}_0 = \frac{G h}{t v \varepsilon} \text{ und } G_0 = G\left(1 + \frac{h}{t v \varepsilon}\right) \quad . \quad . \quad . \quad (24)$$

nach Gleichung (12)

$$\mathfrak{g}_0 = \frac{k F v h}{t\left(1 - \frac{G_0}{G}\right)} \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (25)$$

worin $\frac{G_0}{G}$ am besten erst anzunehmen und dann durch eine Korrekturrechnung zu berichtigen ist.[1])

Im Beispiel 1 wäre nach (24)

$$\mathfrak{g}_0 = 665 \text{ kg, somit } G_0 = 1765 \text{ kg,}$$

nach Formel (25) dagegen mit $k = 0,595$ und anfänglicher Annahme $G_0 = 1600$ kg, genauer $G_0 = 1630$ kg.

In diesem Falle führen die Formeln zu erheblichen Widersprüchen, was auch nicht zu verwundern ist, da durch die weite Extrapolierung der Anwendungsbereich der Faustformeln stark überschritten ist.

Immerhin verdient hier das zweite Ergebnis (nach Formel (12a) den Vorzug, da bei den jetzt für den Flug erforderlichen großen Anstellwinkeln α die zweite Form (Proportionalität mit α) den Verhältnissen weit eher entspricht als die Annahme $\varepsilon = \text{const.}$

Es sind zu der vorhergehenden Rechnung noch einige allgemeine Betrachtungen hinzuzufügen, welche die Berechtigung der gemachten Voraussetzungen erläutern sollen. Über die Verhältnisse beim ansteigenden Flug gewinnt man die beste Übersicht durch die »charakteristischen Kurven« für das Flugzeug einerseits, Motor und Propeller anderseits. Solche Kurven sind wiederholt aufgestellt worden, zuerst wohl von G. König.[1]) Für das Flugzeug erhält man die Charakteristik aus der Arbeitsgleichung für Horizontalflug: Notwendige Leistung

$$75\, N_0 = W_x v + W_t v = A\, v^3 + \frac{G^2}{k F v} \quad . \quad . \quad (26)$$

soferne $W_x = A\, v^2$ mit einer Konstanten A und $W_t = G\alpha = \frac{G^2}{k F v^2}$ nach Gleichung (11) gesetzt wird.

In der Fig. 5 sind die zwei Teilkurven eingetragen und ihre Summenkurve $75\, N_0 \equiv F$.

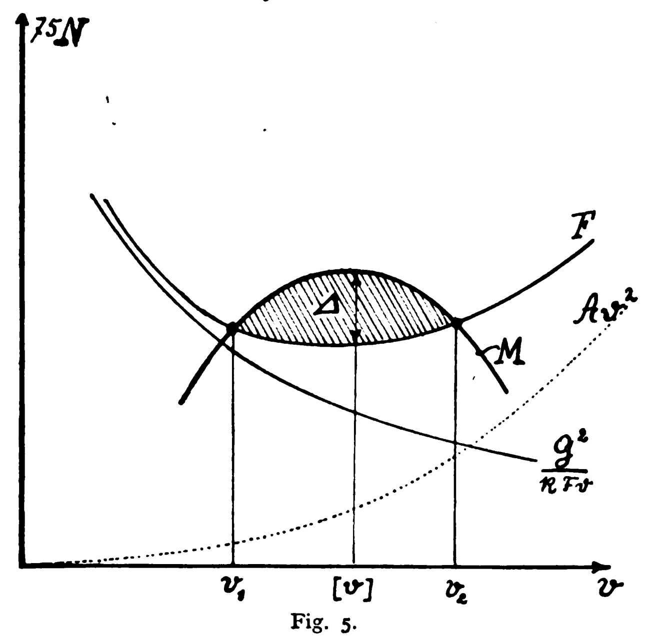


Fig. 5.

Über diese wird dann die Motorpropellerlinie $\equiv M$ gezeichnet; aus der Differenz beider Kurven F und M kann dann bekanntlich für jede Fahrgeschwindigkeit v sofort die Steiggeschwindigkeif v_s entnommen werden, da diese Differenz

$$\Delta = G\, v \sin\beta = G\, v_s$$

darstellt, somit

$$v_s = \frac{\Delta}{G} \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (27)$$

Die beste Steiggeschwindigkeit bekommt man daher für die Geschwindigkeit (v), bei der Δ am größten ist. In allen vorherigen Betrachtungen wurde stets angenommen, daß diese jeweils beste Steiggeschwindigkeit durch die Geschicklichkeit der Piloten eingestellt wurde. Denn es kann »theoretisch« in dem ganzen, durch Schraffur angedeuteten Bereich gestiegen werden mit Fahrgeschwindigkeiten von v_1 an (große Anstellwinkel, stark angezogenes Steuer) bis v_2 (kleiner Anstellwinkel, Vordrücken des Steuers).[2])

[1]) Durch direkte Ableitung aus Gl. (12) erhält man auch

$$G_0^2 = G^2 + G\frac{k F v h}{t},$$

somit

$$G_0 = G\sqrt{1 + \frac{k F v h}{G t}}$$

und in Beispiel 1 mit $k = 0.595$ $G_0 = 1640$ kg.

[1]) G. König, Zugkraftdiagramme von Flugzeugen — diese Zeitschr. 1911, S. 301; vgl. auch noch den Aufsatz von Betz (Z. f. Flugt. u. Motorluftsch. 1912, S. 86.

[2]) Praktisch ist allerdings ein Flug in dem Bereich kleiner Fluggeschwindigkeiten (von v_1 bis $[v]$) nicht leicht durchführbar; der Flugzustand ist labil und die Steuerbetätigung eine der normalen gerade entgegengesetzte (vgl. v. Sanden-Painléve, diese Zeitschr. 1910, S. 269 u. f., G. König, a. a. O.). — Indessen ist besonders von französischen Autoren versucht worden, diese Art des Fluges (»second régime«) wegen gewisser besonderer Vorteile für Start und Landung in einzelnen Fällen einzuführen, zu welchem Zweck sogar besondere Steuervorrichtungen vorgeschlagen wurden. Vgl. Technique aéronautique 1913, p. 161.

Tragflächenareal ist 45 m². Wie hoch ist ε zu bemessen? Es ist nach Gleichung (10)

$$\frac{240}{310} = \frac{1100}{1200}\left(1 - \frac{100 \cdot 241 \cdot 23}{1100 \cdot 500}\,\varepsilon\right),$$

woraus $\varepsilon = 0{,}149$ folgt. Rechnet man aber nach Gleichung (12), so ergibt sich $k = \frac{k_0}{p} = 0{,}6$.

Danach ist also $p = 0{,}5$, und damit sowie mit dem eben gefundenen mittleren Werte von ε läßt sich ganz gut schon die ε-Kurve für die Flugzeugtragflächen bestimmen[1]) (maßstäblich die Kurve 2 in Fig. 2), indem $\varepsilon = 0{,}149 = \text{const}$ für das flache Minimum als Mittelwert angenommen wird, während $\varepsilon = \frac{1}{2}\,\alpha$ die Asymptote für den weiteren Verlauf bildet.

Mit ε oder k kann dann die Stoppzeit bei jedem andern Gewicht berechnet werden.

Es wäre nun noch zu untersuchen, wie die zwecks einfacherer Rechnung gemachte Annahme

$$\varepsilon = p\,\alpha + \frac{b}{\alpha}$$

mit den durch Versuche festgestellten Werten von ζ_A und ζ_w in Einklang zu bringen ist. Der Verlauf derartiger Versuchskurven ist (nach Föppls Versuchen) durch Fig. 3 (S. 67) gegeben. Es tritt dabei die bekannte Erscheinung auf, daß für $\alpha = 0$ noch ein erheblicher Auftrieb vorhanden ist, der erst bei einem negativen Anstellwinkel σ verschwindet. Man kann demnach setzen (für kleine Anstellwinkel α bis ca. 9°)

$$\left.\begin{aligned} \zeta^A &= K_1(\alpha + \sigma) \\ \zeta_w &= K_0 + K_2\alpha^2 \end{aligned}\right\} \quad \ldots\ldots \quad (15)$$

(im Einklang mit den von Föppl angegebenen Formeln).[2])

Danach ist dann

$$\varepsilon = \frac{\zeta_w}{\zeta_A} = \frac{K_2}{K_1\left(1 + \frac{\sigma}{\alpha}\right)}\,\alpha + \frac{K_0}{K_1\left(1 + \frac{\sigma}{\alpha}\right)} \cdot \frac{1}{\alpha} \quad . \quad (16)$$

Durch Vergleich ergeben sich somit unsere Koeffizienten

$$p = \frac{K_2}{K_1\left(1 + \frac{\sigma}{\alpha}\right)}, \quad b = \frac{K_0}{K_1\left(1 + \frac{\sigma}{\alpha}\right)} \quad . \; . \; . \quad (17)$$

die also tatsächlich nicht konstant sind, sondern mit α in allerdings nur geringem Maße zunehmen. Für eine der Föpplschen Kurven findet man z. B.

$$\sigma = 3^0, \quad K_1 = 2{,}5, \quad K_0 = 0{,}03, \quad K_2 = 1{,}5,$$

somit wird für

$$\alpha = 6^0, \quad p = 0{,}4, \quad b = 0{,}008,$$
$$\alpha = 9^0, \quad p = 0{,}45, \quad b = 0{,}009.$$

Es kann demnach die für ε gemachte Annahme als brauchbare Annäherung gelten.

Wir untersuchen schließlich noch, inwieweit der Umstand, daß die Schraubenachse im allgemeinen schief zur Flugbahn liegt (»Hängen« des Rumpfes, $\sphericalangle\,\delta$ Fig. 4), das Ergebnis der Rechnung beeinflußt. Der Anstellwinkel α ist dann $= \lambda + \delta$, wo λ der Einstellwinkel der Tragflächen ist.

---

[1]) Auch für das ganze Flugzeug kann eine ähnliche Kurve ermittelt werden. Dann ist aber die »Gleitzahl«

$$= \frac{W_x + W_t}{G} = \frac{\text{Gesamtwiderstand}}{\text{Auftrieb}}$$

$$= \frac{\frac{\gamma}{g}\,\zeta f v^2 + \zeta_w \frac{\gamma}{g} F v^2}{\zeta_A \frac{\gamma}{g} F v^2} = \frac{\zeta \frac{f}{F} + \zeta_w}{\zeta_A} = \varepsilon + \frac{\zeta}{\zeta_A}\,\frac{f}{F}.$$

Diese Gleitzahl liegt also höher als ε um den vom »schädlichen« Widerstand W_x herrührenden Betrag; dabei bedeutet ζ den Widerstandskoeffizienten $\sim 0{,}6$ der »äquivalenten schädlichen« Fläche (Rumpf, Fahrgestell usw.) f.

[2]) Die Föppelschen Formeln finden sich im Jahrb. d. Motorluftsch.-Studien-Gesellsch. 1910/11.

Wir erhalten für die Kräftezerlegung in die Richtung der Geschwindigkeit v und senkrecht dazu die Gleichungen

$$\left.\begin{aligned} Z\cos\delta - G\sin\beta - W_x - W_t &= 0 \\ Z\sin\delta - G\cos\beta + A &= 0 \end{aligned}\right\} \quad . \; . \; . \quad (18)$$

Hierin ist der Auftrieb der großen Tragflächen

$$A = 1{,}1\,\frac{\gamma}{g}\,\zeta_A F v^2 = 1{,}1\,\frac{\gamma}{g}\,K_1(\alpha + \sigma) F v^2$$
$$= G\cos\beta - Z\sin\delta \sim G - Z\delta \quad . \; . \; . \; . \quad (19)$$

sofern die Winkel β und δ nur klein sind. Es ist weiter aus Gleichung (19)

$$\alpha = \frac{G - Z\delta}{1{,}1\,\frac{\gamma}{g}\,K_1 F v^2} - \sigma$$

und damit

$$W_t = \zeta_w \frac{\gamma}{g} F v^2 = (K_0 + K_2\sigma^2)\,\frac{\gamma}{g} F v^2$$
$$+ \left(\frac{K_2}{1{,}2\,K_1^2\,\frac{\gamma}{g}}\right)\frac{(G - Z\delta)^2}{F v^2} - 2\left(\frac{K_2}{1{,}1\,K_1}\right)(G - Z\delta)\,\sigma$$
$$= W_0 + \frac{(G - Z\delta)^2}{k F v^2} - k_1\sigma(G - Z\delta) \quad . \; . \quad (20)$$

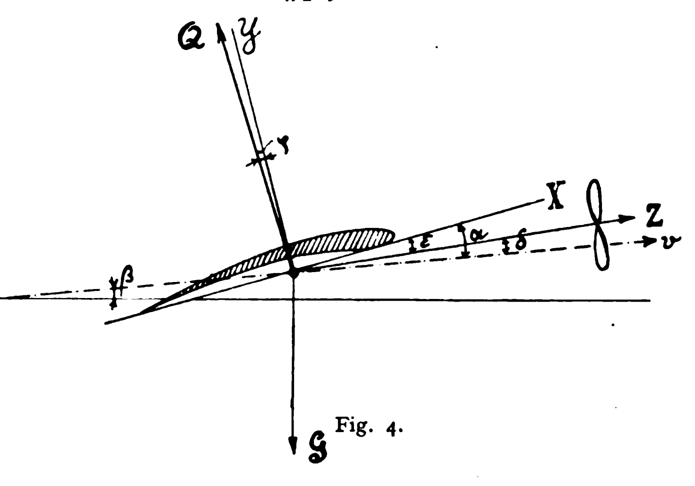


Fig. 4.

W_0 ist hierin ein vom Gewicht unabhängiger Widerstand, der mit W_x in Gleichung (18) vereinigt werden kann und bei der weiteren Rechnung, wie schon oben besprochen, wegfällt.

Aus Gleichung (20) folgt dann mit den vorhin angegebenen Werten

$$W_t = W_0 + \frac{(G - Z\delta)^2}{0{,}62\,F v^2} - 1{,}1\,\sigma(G - Z\delta) \quad . \quad (20a)$$

Die Koeffizienten k und k_1 sind durch die Gleichung (20) definiert. k_1 ist nahezu ~ 1, k hat dieselbe Bedeutung wie früher, somit ist

$$Z\cos\delta \sim Z = (W_0 + W_x)$$
$$+ \frac{(G - Z\delta)^2}{k \cdot F v^2} - k_1\sigma(G - Z\delta) + G\sin\beta \quad . \; . \quad (21)$$

Für die Belastung G_1 steigt der Apparat unter dem $\sphericalangle\,\beta_1$, und der Winkel der Schraubenachse zur Bahn sei jetzt δ_1, also

$$\alpha_1 = \lambda + \delta_1,$$

dann bekommt man aus ähnlichen Betrachtungen wie oben

$$\frac{t}{t_1} = \frac{G}{G_1} - \frac{t}{k F v h}\left\{\mathfrak{g}\left(1 + \frac{G}{G_1}\right) - 2Z\delta_1\left(1 - \frac{G\delta}{G_1\delta_1}\right) + \frac{Z^2}{G_1}(\delta_1^2 - \delta^2)\right\}$$
$$+ \frac{\sigma k_1 t v\,[\mathfrak{g} - Z(\delta_1 - \delta)]}{G_1 h} \quad . \; . \; . \; . \; . \quad (22)$$

Wegen der Kleinheit der Korrekturglieder darf man stets setzen $\delta \sim \delta_1$ und hat dann

$$\frac{t}{t_1} = \frac{G}{G_1} - \frac{t}{k F v h}\left\{\mathfrak{g}\left(1 + \frac{G}{G_1}\right) - 2Z\delta\left(1 - \frac{G}{G_1}\right)\right\}$$
$$+ \frac{(\sigma - k_1)\,t v\,\mathfrak{g}}{G_1 h} \quad . \; . \; . \; . \; . \; . \; . \quad (23)$$

In dieser Formel ist Z und δ abzuschätzen.

Im vorigen Beispiel sei $Z = 250$ kg (Propellerzug in Fahrt),

$$\delta = 3^0 \sim \frac{1}{20},$$

dann ist der Wert des Ausdruckes in der geschwungenen Klammer

$$\left\{191{,}5 - \frac{500}{20}(1 - 0{,}915)\right\} = 191{,}5 - 2{,}1 = 189{,}4.$$

Diese Korrektur beträgt also nur etwa 1% und darf daher ohne weiteres außer acht gelassen werden. Dagegen ist das letzte Glied mit σ unter Umständen von erheblichem Einfluß. Nehmen wir an, es sei σ nur $3^0 \sim \frac{1}{20}$, so berechnet sich k wie folgt

$$\frac{240}{310} = 0{,}917 - \frac{240 \cdot 191{,}7}{500\, k \cdot 45 \cdot 23} + \frac{\frac{1}{20} \cdot 240 \cdot 23 \cdot 100}{1200 \cdot 500}$$

$$= 0{,}917 - \frac{0{,}089}{k} + 0{,}046,$$

$$k = 0{,}475,$$

es ist also erheblich kleiner als der früher gefundene Wert 0,595. Dieser letztere bezieht sich augenscheinlich auf eine angenommene Auftriebskurve (gestrichelt in Fig. 3), während der kleinere Wert der wirklichen Kurve besser entspricht. Danach wäre dann auch p in Gleichung 12 zu verbessern in $p = 0{,}63$, wonach die Kurve Fig. 2 einen steileren Verlauf erhielte.

Diese dem ursprünglichen Zweck unserer »Faustformeln« gewiß nicht angemessene Verschärfung sollte nur beweisen, daß der Einfluß des »Hängens« der Apparatachse ganz unwesentlich ist, ebenso wie auch der Steigwinkel β der Flugbahn die Auftriebsformel nicht wesentlich ändert gegenüber Horizontalflug. Dagegen dürfte die Berücksichtigung des Winkels σ und seine Bestimmung durch drei oder mehrere Stoppungen bei verschiedenem Apparatgewicht fast stets notwendig werden.

Nicht ohne Interesse ist auch die Frage nach dem Gewicht, welches vom Flugzeug unter gleichen Umständen wie bisher überhaupt im Horizontalflug noch getragen werden kann. Dieses Gewicht G_0, bei dem gerade ein Ansteigen nicht mehr möglich ist, findet man, wenn $t_1 = \infty$ gesetzt wird. Nach Gleichung (10a) ist dann

$$g_0 = \frac{G h}{t v \varepsilon} \text{ und } G_0 = G\left(1 + \frac{h}{t v \varepsilon}\right) \quad . \; . \; . \quad (24)$$

nach Gleichung (12)

$$g_0 = \frac{k F v h}{t\left(1 - \frac{G_0}{G}\right)} \quad . \; . \; . \; . \; . \; . \quad (25)$$

worin $\frac{G_0}{G}$ am besten erst anzunehmen und dann durch eine Korrekturrechnung zu berichtigen ist.[1])

Im Beispiel 1 wäre nach (24)

$$g_0 = 665 \text{ kg, somit } G_0 = 1765 \text{ kg},$$

nach Formel (25) dagegen mit $k = 0{,}595$ und anfänglicher Annahme $G_0 = 1600$ kg, genauer $G_0 = 1630$ kg.

In diesem Falle führen die Formeln zu erheblichen Widersprüchen, was auch nicht zu verwundern ist, da durch die weite Extrapolierung der Anwendungsbereich der Faustformeln stark überschritten ist.

Immerhin verdient hier das zweite Ergebnis (nach Formel (12a) den Vorzug, da bei den jetzt für den Flug erforderlichen großen Anstellwinkeln α die zweite Form (Proportionalität mit α) den Verhältnissen weit eher entspricht als die Annahme $\varepsilon = $ const.

Es sind zu der vorhergehenden Rechnung noch einige allgemeine Betrachtungen hinzuzufügen, welche die Berechtigung der gemachten Voraussetzungen erläutern sollen. Über die Verhältnisse beim ansteigenden Flug gewinnt man die beste Übersicht durch die »charakteristischen Kurven« für das Flugzeug einerseits, Motor und Propeller anderseits. Solche Kurven sind wiederholt aufgestellt worden, zuerst wohl von G. König.[1]) Für das Flugzeug erhält man die Charakteristik aus der Arbeitsgleichung für Horizontalflug: Notwendige Leistung

$$75\, N_0 = W_x v + W_t v = A v^3 + \frac{G^2}{k F v} \quad . \; . \quad (26)$$

soferne $W_x = A v^2$ mit einer Konstanten A und $W_t = G\alpha = \frac{G^2}{k F v^2}$ nach Gleichung (11) gesetzt wird.

In der Fig. 5 sind die zwei Teilkurven eingetragen und ihre Summenkurve $75\, N_0 \equiv F$.

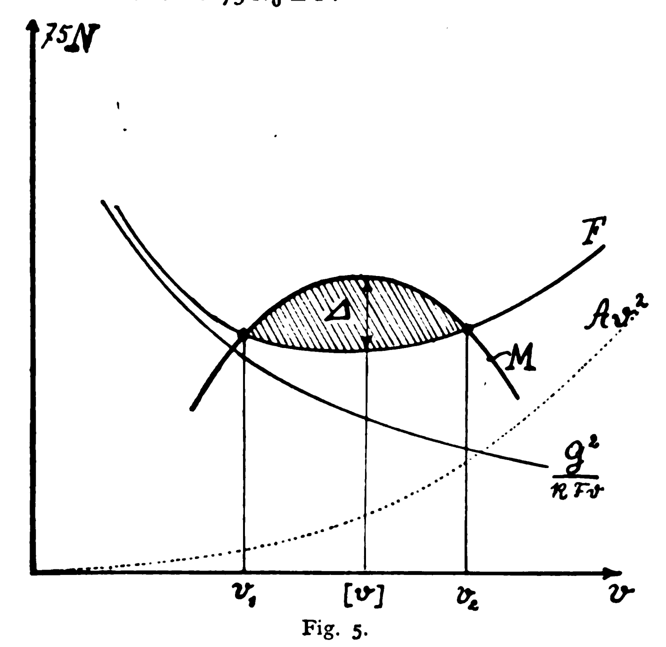


Fig. 5.

Über diese wird dann die Motorpropellerlinie $\equiv M$ gezeichnet; aus der Differenz beider Kurven F und M kann dann bekanntlich für jede Fahrgeschwindigkeit v sofort die Steiggeschwindigkeif v_s entnommen werden, da diese Differenz

$$\Delta = G v \sin \beta = G v_s$$

darstellt, somit

$$v_s = \frac{\Delta}{G} \quad . \; . \; . \; . \; . \; . \; . \quad (27)$$

Die beste Steiggeschwindigkeit bekommt man daher für die Geschwindigkeit (v), bei der Δ am größten ist. In allen vorherigen Betrachtungen wurde stets angenommen, daß diese jeweils beste Steiggeschwindigkeit durch die Geschicklichkeit der Piloten eingestellt wurde. Denn es kann »theoretisch« in dem ganzen, durch Schraffur angedeuteten Bereich gestiegen werden mit Fahrgeschwindigkeiten von v_1 an (große Anstellwinkel, stark angezogenes Steuer) bis v_2 (kleiner Anstellwinkel, Vordrücken des Steuers).[2])

---

[1]) Durch direkte Ableitung aus Gl. (12) erhält man auch

$$G_0^2 = G^2 + G\frac{k F v h}{t},$$

somit

$$G_0 = G\sqrt{1 + \frac{k F v h}{G t}}$$

und in Beispiel 1 mit $k = 0.595$ $G_0 = 1640$ kg.

[1]) G. König, Zugkraftdiagramme von Flugzeugen — diese Zeitschr. 1911, S. 301; vgl. auch noch den Aufsatz von Betz (Z. f. Flugt. u. Motorluftsch. 1912, S. 86.

[2]) Praktisch ist allerdings ein Flug in dem Bereich kleiner Fluggeschwindigkeiten (von v_1 bis $[v]$) nicht leicht durchführbar; der Flugzustand ist labil und die Steuerbetätigung eine der normalen gerade entgegengesetzte (vgl. v. Sanden-Painléve, diese Zeitschr. 1910, S. 269 u. f., G. König, a. a. O.). — Indessen ist besonders von französischen Autoren versucht worden, diese Art des Fluges (»second régime«) wegen gewisser besonderer Vorteile für Start und Landung in einzelnen Fällen einzuführen, zu welchem Zweck sogar besondere Steuervorrichtungen vorgeschlagen wurden. Vgl. Technique aéronautique 1913, p. 161.

Beide Extreme sind für das Steigen ungünstig, soferne das Verhältnis von Flugzeug- und Motorpropellercharakteristik ein der Figur entsprechendes, also normales und günstiges ist, das heißt, wenn das Maximnm der M-Kurve über Minimum der F-Kurve fällt. In Fig. 5 sind z. B. die Charakteristiken M und F für die Verhältnisse des Beispiels 1 gezeichnet.

Wird nun das Gewicht G des Apparates erhöht auf G_1, so hebt und verschiebt sich die Teilkurve $\frac{G^2}{k F v}$ und damit F selbst; die verfügbare Differenz Δ_1 wird kleiner, und wegen Vergrößerung von G in G_1 verringert sich natürlich $v_{s_1} = \frac{\Delta_1}{G_1}$ noch mehr. Wie der Augenschein (Fig. 5) lehrt, tritt aber das Maximum von v_{s_1} wiederum nahezu bei der gleichen Geschwindigkeit auf mit geringen Schwankungen, die sich je nach der gegenseitigen Lage der Kurven [v] bald nach rechts, bald nach links einstellen. Für die »Faustformel« war daher die Annahme konstanter Fahrgeschwindigkeit v durchaus berechtigt. Anderseits ist zu erkennen, daß bei ungleicher Fahrgeschwindigkeit, d. h. also dann, wenn der Flieger nicht jedesmal dieselbe Ordinate der F-Kurve einhält, sehr beträchtliche Verschiedenheiten in den erreichten Stoppzeiten vorkommen, die dann natürlich jede Berechnung als zwecklos erscheinen lassen. Besonders auffallend wird dies bei steiler M-Kurve mit »scharfem« Maximum, während die F-Kurve meist ein sehr flaches Minimum besitzt.

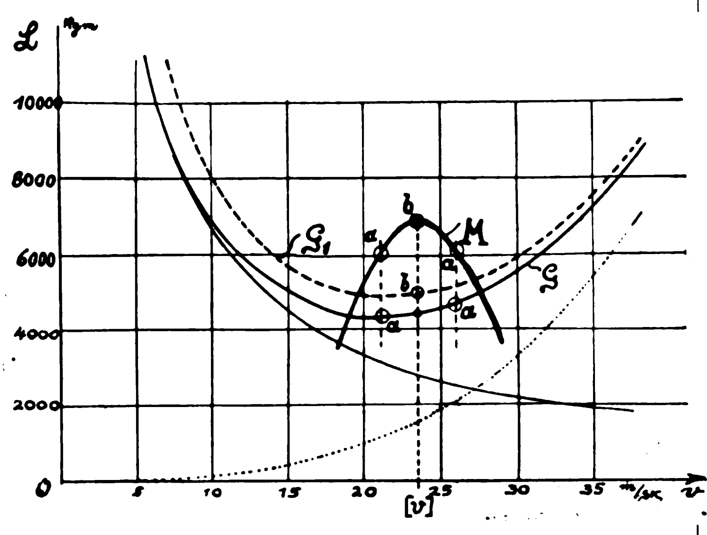


Fig. 6.

Es kann nun infolge Ungeschicklichkeit des Piloten vorkommen, daß mit der geringen Belastung und einer größeren (oder kleineren) als der günstigsten Geschwindigkeit geflogen wird (Punkte a a, Fig. 6), während mit der Belastung G_1 zufällig gerade die günstigste Geschwindigkeit (Ordinate b b) eingehalten wird. Der Erfolg wird sein, daß die Stoppzeiten dann nur sehr geringe Unterschiede aufweisen.

Die ganze bisherige Rechnung gilt daher nur für den Fall gleicher Geschwindigkeit, insbesondere ist eine einwandfreie Berechnung des Koeffizienten k nur unter dieser Bedingung nach Gleichung (12) möglich. Die Stoppungen sollen daher immer mit der gleichen, günstigsten Geschwindigkeit durchgeführt werden. Bei geringen Unterschieden in den Geschwindigkeiten bei den Vergleichsstoppungen läßt sich hingegen noch eine Korrekturrechnung durchführen.

Die effektiven Nutzleistungen (in kgm/sek) beim ansteigenden Flug seien L und L_1; dann ist

$$\left.\begin{aligned} L &= A\,v^3 + \frac{G^2}{k F v} + G\,v \sin\beta \\ L_1 &= A\,v_1^3 + \frac{G_1^2}{k F v_1} + G_1 v_1 \sin\beta_1 \end{aligned}\right\} \quad . \; . \; . \; (28)$$

daraus folgt schließlich analog wie oben

$$\frac{t}{t_1} = \frac{\sin\beta_1}{\sin\beta} = \frac{G\,v}{G_1 v_1} - \frac{\frac{G_1^2}{v_1} - \frac{G^2}{v}}{v_1 G_1 k F \sin\beta} - A\,\frac{v_1^3 - v^3}{G_1 v_1 \sin\beta} + \frac{L_1 - L}{G_1 v_1 \sin\beta} \quad . \; . \; . \; (29)$$

Die Geschwindigkeiten v und v_1 dürfen nur wenig verschieden sein, dann kann stets v_1 durch v ersetzt werden und nur die Differenz $v - v_1$ ist zu berücksichtigen, sowie die unter Umständen sehr erhebliche Differenz $L_1 - L$. Dann hat man

$$\frac{t}{t_1} = \frac{G}{G_1} - \frac{g\left(1 + \frac{G}{G_1}\right)}{k F v^2 \sin\beta} + \frac{3 A\,v^2 (v - v_1)}{G_1 v_1 \sin\beta} + \frac{L_1 - L}{G_1 v_1 \sin\beta} \quad (30)$$

L und L_1 sind aber in diesem Falle schon die Schraubennutzleistungen und können daher aus der M-Kurve entnommen werden, für die ein parabolischer Verlauf angenommen werden kann.

Es sei L_1 die günstigste (Scheitel-)Ordinate dieser Kurve, dann kann gesetzt werden

$$L = L_1 - c(v - v_1)^2 \quad . \; . \; . \; . \; . \; (31)$$

Weiter darf in der Nähe dieser günstigsten Ordinate angenommen werden (wie die Kurve zeigt)

$$\text{Widerstandsarbeit } A\,v_1^3 \sim \frac{1}{3} \text{ bis } \frac{1}{4} L_1,$$

somit

$$\frac{t}{t_1} = \frac{G}{G_1} - \frac{g\left(1 + \frac{G}{G_1}\right) t}{k F v h} + \frac{\left[c\,(v - v_1)^2 + L_1 \left(\frac{v}{v_1} - 1\right)\right] t_1}{G_1 h} \quad (32)$$

(soferne $v_1 < v$). In dem Korrekturglied auf der rechten Seite darf dann $75\,\eta\,N$ (N Maximalleistung des Motors) für L_1 gesetzt werden.

Zur Bestimmung von k wäre in diesem Falle noch die Kenntnis von c nötig. Dazu brauchen wir eine dritte Stoppung mit anderem Gewichte G_2, so daß dann aus den zwei Gleichungen von der Form (32) sowohl c wie k berechnet werden kann.

Liegen beispielsweise die Verhältnisse der Fig. 4 (Beispiel 1) vor, so ist nach dem Verlauf der M-Kurve $L_1 = 6800$ kgm/sek und $c \sim 100$ zu setzen.

Hätte nun bei der zweiten Stoppung (mit geringerer Last G) eine kleine Erhöhung der Fahrgeschwindigkeit von $v_1 = 23$ m/sek auf $v = 23{,}4$ m/sek stattgefunden, so stellt sich die Rechnung nach Gleichung (32) wie folgt:

$$\frac{t}{t_1} = \frac{241}{310} = \frac{1100}{1200} - \frac{191{,}6 \cdot 241}{k \cdot 45 \cdot 23{,}4 \cdot 500} + \frac{\left[100 \cdot \overline{0{,}4}^2 + 6800\left(\frac{23{,}4}{23} - 1\right)\right] 310}{1200 \cdot 500},$$

wonach jetzt $k = 0{,}42$ folgt.

Man sieht, von welch großem Einfluß das Einhalten der richtigen »Scheitelgeschwindigkeit« (v) für die Berechnung der Größe des Koeffizienten k ist.

II. Einfluß der Motorleistung auf die Stoppungsergebnisse.

Nicht selten kommt es vor, daß in eine gegebene und bewährte Flugzeugtype ein neuer Motor von erheblich größerer Nutzleistung eingebaut werden soll, um damit bessere Steigzeiten zu erzielen (z. B. Ersatz von 100 PS-Motoren durch 120 oder gar 150 PS-Maschinen). Soferne dabei keine festigkeitstechnischen Bedenken obwalten, ist im allgemeinen ein solcher Ersatz (vielleicht nur mit geringen Änderungen zur Erhaltung der Längsstabilität) ohne weiteres durchführbar. Es fragt sich nur, ob man nicht von vorneherein den zu erwartenden Gewinn überschlagen und damit die Rentabilität der Änderung vorher überprüfen kann. Da für viele Zwecke eine gute Steigleistung besonders wünschenswert ist, so soll auch

hier wiederum die Zeit für das Ansteigen auf 500 oder 1000 m als Maßstab genommen werden.

Es sei wiederum

- G das Gewicht des Flugzeuges mit dem ersten Motor von N Pferdestärken,
- G_1 das Gewicht des Flugzeuges mit dem neuen Motor von N_1 Pferdestärken,
- F die Tragflächengröße mit dem Koeffizienten k,
- v, v_1 die Fahrgeschwindigkeiten beim Steigen mit den beiden Motoren,
- β, β_1 die Anstiegwinkel der beiden Flugbahnen,
- h die Stoppungshöhe,
- t, t_1 die ermittelten Steigzeiten,
- η, η_1 die Schraubenwirkungsgrade der verwendeten Propeller.

Dann setzt sich die Leistung bei der Steigung zusammen aus der sekundlichen Arbeit zur Überwindung des schädlichen Widerstandes W_x, des Tragflächenwiderstandes W_t und der Hubleistung $G \sin\beta \cdot v$. Es ist also die Nutzleistung mit dem ersten Motor in kgm/sek

$$75\,\eta\,N = W_x\,v + W_t\,v + G\sin\beta\cdot v \quad \ldots \quad (1)$$

Hierbei kann man setzen [vgl. I, Gleichung (11)]

$$\left.\begin{aligned} W_x = A\,v^2,\quad W_t = G\sin\alpha \sim G\,\alpha = \frac{G^2}{k\,F\,v^2} \\ v\sin\beta = \frac{h}{t} \end{aligned}\right\}^{1)} \quad \ldots \quad (2)$$

Somit ist

$$75\,\eta\,N = A\,v^3 + \frac{G^2}{k\,F\,v} + \frac{G\,h}{t} \quad \ldots \quad (1a)$$

Mit dem neuen Motor hat man analog

$$75\,\eta_1\,N_1 = A\,v_1^3 + \frac{G_1^2}{k\,F\,v_1} + \frac{G_1\,h}{t_1} \quad \ldots \quad (1b)$$

Die unbekannte Konstante A des schädlichen Widerstandes W_x wird aus diesen Gleichungen eliminiert, worauf man erhält

$$75\left(\frac{\eta_1\,N_1}{v_1^3} - \frac{\eta\,N}{v^3}\right) = \frac{G_1^2}{k\,F\,v_1^4} - \frac{G^2}{k\,F\,v^4} + \frac{G_1\,h}{t_1\,v_1^3} - \frac{G\,h}{t\,v^3} \quad (3)$$

und hieraus ergibt sich schließlich nach einigem Umformen

$$\frac{1}{t_1} = \frac{1}{t}\left(\frac{G}{G_1}\right)\left(\frac{v_1}{v}\right)^3 + \frac{1}{k\,F\,h}\left(\frac{G^2}{G_1}\,\frac{v_1^3}{v^4} - \frac{G_1}{v_1}\right) + \frac{75}{G_1\,h}\left[\eta_1\,N_1 - \eta\,N\left(\frac{v_1}{v}\right)^3\right] \quad \ldots \quad (4)$$

Setzt man in diesem ziemlich langen Ausdruck $N = N_1$, läßt also denselben Motor für beide Fälle gelten und daher auch $v = v_1$, $\eta = \eta_1$, so vereinfacht sich die Gleichung in

$$\frac{1}{t_1} = \frac{1}{t}\cdot\frac{G}{G_1} + \frac{1}{h\,k\,F\,v}\left(\frac{G^2 - G_1^2}{G_1}\right) \quad \ldots \quad (5)$$

und dies ist nichts anderes als Gleichung (12) (I), für die wir hier somit eine zweite Ableitung aufgestellt haben.

Die geforderten Leistungen N und N_1 werden nun nicht immer erreicht werden, wenn etwa unzweckmäßige Propeller in Verwendung stehen, welche z. B. zu wenig Umdrehungen machen. In solchen Fällen sind die aus den Bremsproben zu entnehmenden wirklichen Motorleistungen in die Formel 4) einzusetzen.

Im allgemeinen soll aber die Gleichung (4) angewendet werden für die jeweils am besten entsprechenden Propeller.

Dann darf man aber in beiden Fällen einen gleich guten Wirkungsgrad, etwa $\eta = \eta_1 \sim 0{,}75$, voraussetzen, wodurch sich der letzte Summand der Gleichung (4) in

$$\frac{55}{G_1\,h}\left[N_1 - N\left(\frac{v_1}{v}\right)^3\right]$$

vereinfacht.

[1]) Diese Näherungsformel, welche der 2. Annahme im I. Teil entspricht, eignet sich hier für die Faustformel am besten.

Es entsteht nun weiter die Frage, welches die vorauszusehende neue Fahrgeschwindigkeit v_1 beim Steigen sein wird. Jedenfalls muß der Auftrieb in beiden Fällen genügen, und es sollen auch die als günstig sich einstellenden Tragflächenanstellwinkel α nicht wesentlich verändert werden.

Es kann dabei noch angenommen werden, daß die größere Leistung auch die größere Fahrgeschwindigkeit bedingt, und zwar nimmt die Leistung mit der dritten Potenz der Geschwindigkeit zu, soferne der Anstellwinkel als konstant angenommen werden kann. Es ist dann $v_1^3 : v^3 = N_1 : N$, somit fällt das letzte Glied in Gleichung (21) überhaupt weg, und man erhält

$$\frac{1}{t_1} = \frac{1}{t}\,\frac{G\,N_1}{G_1\,N} + \frac{1}{k\,F\,h}\left(\frac{G\,N_1}{G_1\,N}\,\frac{G}{v} - \frac{G_1}{v_1}\right) \quad \ldots \quad (6)$$

wofür angenähert

$$\frac{1}{t_1} = \frac{1}{t}\,\frac{G\,N_1}{G_1\,N} + \frac{G}{k\,F\,h\,v}\left\{\frac{G\,N_1}{G_1\,N} - 1\right\} \quad \ldots \quad (6a)$$

Diese letzte vereinfachte Formel läßt sich noch handlicher schreiben

$$t_1 = t\,\frac{\dfrac{G_1\,N}{G\,N_1}}{1 + \dfrac{G\,t}{k\,F\,h\,v}\left\{1 - \dfrac{G_1\,N}{G\,N_1}\right\}}$$

oder angenähert

$$t_1 = t\,\frac{G_1\,N}{G\,N_1}\left\{1 - \frac{G\,t}{k\,F\,h\,v}\left(1 - \frac{N\,G_1}{N_1\,G}\right)\right\} \quad \ldots \quad (7)$$

Beispiel. In einem Flugzeug von $F = 45$ m² Tragfläche mit $\dfrac{k_0}{p} = k = 0{,}6$ und dem Gesamtgewicht von $G = 1170$ kg befindet sich ein 120 PS-Motor.

Bei einer Stoppung auf $h = 1000$ m wird die Zeit $t = 10'\,50'' = 650''$ bei einer durchschnittlichen Fluggeschwindigkeit von 80 km/Std. = 22,2 m/sek festgestellt. Nach Einbau eines 150 PS-Motors und entsprechend erhöhter Nutzlast steigt das Gesamtgewicht um rund 100 kg auf 1270 kg = G_1. Die Fahrgeschwindigkeit im Steigen beträgt jetzt 86 km/Std. = 24 m/sek. Welche Stoppzeit t_1 ist zu erwarten? Wirkungsgrad des Propellers η in beiden Fällen = 0,75.

Nach Formel (4) erhält man

$$\frac{1}{t_1} = \frac{1}{650}\left\{\frac{1170}{1270}\left(\frac{24}{22{,}2}\right)^3\right\} + \frac{1}{0{,}6\cdot 45\cdot 1000}\left\{\left(\frac{1170}{1270}\right)\left(\frac{24}{22{,}2}\right)^3\frac{1170}{22{,}2} - \frac{1270}{24}\right\} + \frac{55}{1\,270\,000}\left\{150 - 120\left(\frac{24}{22{,}2}\right)^3\right\} = 0{,}00175 + 0{,}00027 + 0{,}000044 = 0{,}002064,$$

also $$t_1 = 483'' = 8'\,3''.$$

Ein Versuch zeigte in der Tat 8' Stoppdauer.

In unserem Falle gibt nun die vereinfachte Formel (7)

$$t_1 = 650\,\frac{1270\cdot 120}{1170\cdot 150}\left\{1 - \frac{1170\cdot 650}{0{,}6\cdot 22{,}2\cdot 45\,000}\left(1 - \frac{1270\cdot 120}{1170\cdot 150}\right)\right\} = 474'' = 7'\,54''.$$

Man sieht, daß auch in der genaueren Formel das letzte Glied so klein ist, daß es vernachlässigt werden kann. Dann fällt auch die Frage des Propellerwirkungsgrades fort. Will man auch bei dieser Rechnung etwas genauer vorgehen und den Anstellwinkel σ (für den Einstellwinkel $\lambda = 0$, vgl. S. 68) heranziehen, so ist, wie man nach leichter Rechnung erkennt, noch ein Zusatzglied zu Gleichung (4) hinzuzufügen:

$$\frac{1}{t_1} = \frac{1}{t}\left(\frac{G}{G_1}\right)\left(\frac{v_1}{v}\right)^3 + \frac{G\left[\left(\dfrac{v_1}{v}\right)^4\dfrac{G}{G_1} - 1\right]}{k_0\,F\,h\,v\,G_1} + \frac{75}{G_1\,h}\left[\eta_1\,N_1 - \eta\,N\left(\frac{v_1}{v}\right)^3\right] - \frac{v_1\,\sigma}{h\,G_1}\left\{G_1 - \frac{v_1^2}{v^2}\,G\right\}. \quad (8)$$

Bei Benutzung dieser Gleichungen sind natürlich die entsprechend korrigierten Werte k_0 und σ zu benutzen, deren Berechnung auf Seite 68 gezeigt wurde. Auch in dem Zusatzglied erhält man nach Einführen der Beziehung

$$v_1^3 : v^3 = N_1 : N$$

den Ausdruck

$$+ \frac{\sigma v}{h} \left(\sqrt[3]{\frac{N_1}{N}} - \frac{G N_1}{G_1 N} \right) \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (9)$$

In unserm Beispiel würde übrigens die Einführung dieser Verschärfung das Resultat nicht wesentlich verändern.

Auch hier kann man sich an Hand der charakteristischen Kurven (Fig. 7) die Verhältnisse schnell klarmachen:

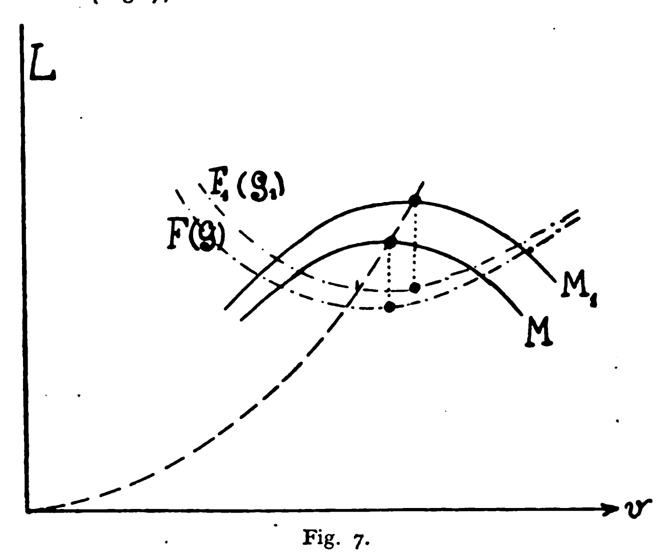


Fig. 7.

Wir haben die beiden verhältnismäßig sehr nahe zusammenliegenden Flugzeugkurven $F(G)$ und $F_1(G_1)$ (weil der Gewichtsunterschied meist gering), dann die beiden Motorkurven M und M_1, von welchen die letztere nach oben und auch nach rechts verschoben erscheint. Somit ist auch in diesem Falle das Gebiet, in dem ein Ansteigen möglich ist, ziemlich groß, daher auch durch verschiedene Steuerbetätigung fast jede Zeitdauer beim Höhenstoppen zu erreichen. Natürlich gilt aber die Rechnung nur für die günstigsten Werte der Leistung und der zugehörigen Geschwindigkeit. Diese Punkte liegen, wie weiter bei konstantem Anstellwinkel vorausgesetzt werden durfte, auf einer kubischen Parabel $N : N_1 = v^3 : v_1^3$.

III. Einfluß der Wetterlage (Luftdruck und Temperatur) auf die Stoppungsergebnisse. Reduktion auf Normalzustand.

Allgemein bekannt ist die Tatsache, daß, wie sich Flieger und Monteure vielfach auszudrücken pflegen, an manchen Tagen die Luft »gut trägt« und besonders leicht gute Rekorde erreichen läßt. Die Erklärung ist einfach. Mit Änderung des Barometerstandes B und der Temperatur ϑ ändert sich das spezifische Gewicht γ der Luft. Es seien B_0, ϑ_0, γ_0 als »normale« Werte zugrunde gelegt; dann entsteht die Frage, welche Abweichungen in den Stoppungsergebnissen bei anderen Luftverhältnissen auftreten, bzw. wie diese Ergebnisse auf den »Normalzustand« reduziert werden können.

Bei dem Ansteigen des Flugzeuges verringert sich die Luftdichte zufolge der Erniedrigung des Barometerstandes. Es darf dabei aber angenommen werden, daß sich zeitliche Änderungen des Luftdruckes am Erdboden in gleicher Weise und gleichzeitig auch in höheren Luftschichten bemerkbar machen, so daß die barometrische Differenz bei gleichen Höhenabständen sich nicht merklich ändert. Auf dieser Erfahrungstatsache beruht nebenbei bemerkt auch die Zulässigkeit der verschiebbaren Zeigerskalen der Aneroidbarometer für Luftfahrzwecke, die vor jedem Fluge auf die Seehöhe des Aufstiegsortes eingestellt zu werden pflegen. Allerdings treten durch abnormale Temperaturverteilung (so z. B. durch die Erscheinung der Inversion) auch gelegentlich merkbare Unterschiede in der Höhenbestimmung auf, so lange nur das Barometer allein hiezu benutzt wird, indessen sind diese Unterschiede von der gleichen Größenordnung wie die unvermeidbaren Ungenauigkeiten jeder Höhenstoppung, von denen schon eingangs gesprochen wurde[1]).

Zwischen den spezifischen Gewichten bei verschiedenen B und ϑ besteht die Beziehung

$$\gamma = \gamma_0 \frac{B}{B_0} \frac{273 + \vartheta_0}{273 + \vartheta} \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (1)$$

Infolge der Änderung von γ_0 in γ ändert sich gegenüber dem Normalzustand

1. Der Widerstand des Flugzeuges in der Luft
2. Die Schraubenzugkraft
3. Die Motorleistung[2]).

Mittelbar wird auch eine Änderung des Anstellwinkels α der Tragflächen eintreten, weil der Apparat wegen der Änderung der Flugbahnneigung auch eine andere Lage (δ gegenüber δ_0!) der Motorachse zur Flugbahn einnehmen wird. Es ist dann

$$\alpha_0 = \lambda + \delta_0, \quad \alpha = \lambda + \delta,$$

wobei λ den Einstellwinkel der Tragflächen zur Schraubenachse bedeutet.

Jedenfalls aber muß in allen Fällen die Schraubenzugkraft Z sowohl die Hebung des Gesamtgewichtes als auch die Überwindung des »schädlichen« W_x, und des Tragflächenwiderstandes W_t decken. Es muß daher gelten für das spezifische Gewicht γ

$$\left. \begin{array}{ll} & Z = W_x + W_t + G \sin\beta \\ \text{für } \gamma_0 & Z_0 = W_{x0} + W_{t0} + G \sin\beta_0 \end{array} \right\} \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (2)$$

wobei β, β_0 die Anstiegswinkel der Flugbahn darstellen.

[1]) Von Herrn Dr. Everling-Adlershof wurde ich darauf aufmerksam gemacht, daß nach den Untersuchungen von Prof. Süring und den Lindenberger Beobachtungsreihen (Temperaturtabellen von Coym) wesentlich von den normalen abweichende Temperaturverteilungen mit der Höhe häufig auftreten, so daß eine genaue Berechnung der Luftdichte in größeren Höhen aus der am Boden ermittelten im allgemeinen untunlich wäre.

Für die Faustformeln kommt es jedoch zunächst nur darauf an, die durch die Wetterlage im allgemeinen gegebenen Änderungen vom »Normalzustand« für die Berechnung berücksichtigen zu können. Es wird daher mit einer stetigen Luftdruckabnahme mit der Höhe und einem »normalen« Temperaturgefälle (∾ ½° pro 100 m) gerechnet werden dürfen, um die Reduktionen der Steigzeiten soweit genau zu finden, als auch die übrigen bei den Stoppungen notwendig gemachten Voraussetzungen es gestatten. Vertikale Strömungen in der Atmosphäre infolge ungleicher Temperatur und Dichteverteilung sind daher bei diesen Berechnungen außer acht gelassen, wiewohl sie zweifellos in einzelnen Fällen die Stoppungsergebnisse erheblich beeinflussen werden.

Im übrigen gestattet es auch die weiter unten in einem Beispiel durchgeführte zonenweise Berechnung der Steigzeiten bei beobachteten Temperaturen in verschiedenen Höhenschichten die Reduktion der Steigzeiten auch dann noch mit genügender Genauigkeit zu berechnen, wenn die Temperaturabnahme nicht normal ist.

[2]) Der Einfluß der wechselnden Luftfeuchtigkeit auf die Änderung des spezifischen Gewichtes ist im allgemeinen unerheblich; die Arbeitsweise des Motors ist allerdings in ziemlichem Maße von dem Feuchtigkeitsgehalt der Luft abhängig; diese Änderung der Motorleistung ist unter Umständen von größerem Einfluß auf die Steigzeit als die geänderte Wetterlage!

An Stelle des Erreichens einer bestimmten Höhe in mehr oder weniger kurzer Zeit sollte daher, wie Prof. Prandtl vorschlägt (Höhenflug und Belastungsflug, diese Zeitschr. 1913, S. 266), das Vordringen des entsprechend belasteten Flugzeuges bis zu einem bestimmten spezif. Luftgewicht in jeweils wechselnder Höhe gewertet werden. Da aber im allgemeinen aus bestimmten (meist militärischen) Rücksichten eine gewisse relative Höhe über der Erde in kürzester Zeit erreicht werden soll, so ist doch das Zugrundelegen der Höhe das wesentliche des Problems und es wird hier nur die Vergleichbarkeit der Versuche durch Faustformeln angestrebt.

Außerdem muß jedenfalls in beiden Fällen der Auftrieb genügen, für den wir schreiben können vgl. Gl. 18[1])

$$G = k F v^2 (\lambda + \sigma + \delta) + Z\delta = k_0 F v_0^2 (\lambda + \sigma + \delta_0) + Z_0 \delta_0 \quad . \; (3)$$

Da sich nun die Auftriebskoeffizienten k und k_0[2]) wie die spezifischen Gewichte verhalten, so folgt

$$v_0 = v \sqrt{\frac{\gamma}{\gamma_0} \frac{\lambda + \delta + \sigma}{\lambda + \delta_0 + \sigma} - \frac{Z_0 \delta_0 - Z\delta}{k_0 F v^2 (\lambda + \sigma + \delta_0)}} \quad . \; . \; (4)$$

Zur Orientierung über die mögliche Größe der Änderungen des Anstellwinkels seien hier einige Beobachtungen mitgeteilt, die auf einem Höhenfluge durchgeführt wurden. Aus der Steiggeschwindigkeit (Barometer und Stoppuhr und Barograph) und der mittels geeichten Aeromotachometers bestimmten Fluggeschwindigkeit an einem windstillen Tage wurde die Steigung β der Flugbahn ermittelt; an einem einfachen Neigungsmesser wurde weiter im stetigen Steigen (nahezu Beharrungszustand) der Steigungswinkel χ der Motorachse bestimmt. Die Differenz $\chi - \beta$ ist δ das »Hängen« des Rumpfes. $\lambda + \delta$ ist dann der Anstellwinkel α.

Es ergaben sich folgende Werte:

Bodenhöhe 150 m, Barometerstand 741, Temperatur $-1{,}0^0$
mittlerer Einstellwinkel 3^0.

Höhe	Temperatur	Spezif. Luftgewicht γ	Fluggeschwindigkeit v	Steiggeschwindigkeit v_s	Bahnwinkel β	Neigung der Schraubenachse χ	»Hängen« des Rumpfes δ	Anstellwinkel $\alpha = \lambda + \delta$
			km/Std	m/sek				
0	-1^0	1,264	92	3,6	$7^3/_4{}^0$	12^0	$4^1/_4{}^0$	$7^1/_4{}^0$
1000	$+7^0$	1,075	104	3,2	$6^1/_2{}^0$	11^0	$4^1/_2{}^0$	$7^1/_2{}^0$
2000	$+4^0$	0,96	112	1,9	$3^1/_2{}^0$	$7^1/_2{}^0$	4^0	7^0
3000	-3^0	0,87	122	0,9	$1^1/_2{}^0$	$5^1/_4{}^0$	$3^3/_4{}^0$	$6^3/_4{}^0$
4000	-10^0	—	132	0,55	$^3/_4{}^0$	$3^3/_4{}^0$	3^0	6^0

Selbst bei dieser schon sehr erheblichen Änderung des Luftdruckes und dem verhältnismäßig recht kleinen Einstellwinkel λ ist also die Abnahme von α nicht sehr groß und beträgt im Bereich von 0 bis 2000 m (γ abnehmend von 1,264 bis 0,96) nur ca. 4 %[3]). Die stärkere und auch unregelmäßige Abnahme von β, χ und α über 2000 m ist hauptsächlich auf ungünstige Motorwirkung (starker Tourenabfall und Korrektur durch entsprechende Steuerbetätigung) zurückzuführen.

Für unsere Faustformel ist daher die Annahme $\delta = \delta_0$ und damit die eines konstanten Anstellwinkels durchaus gerechtfertigt. Damit vereinfacht sich Gleichung (4), wobei wir noch $k_0 F v^2 (\lambda + \sigma + \delta_0) \sim G$ setzen dürfen in

$$v_0 = v \sqrt{\frac{\gamma}{\gamma_0} - \frac{(Z_0 - Z)\,\delta}{G}} \quad . \; . \; . \; . \; . \; . \; (5)$$

Außerdem verhalten sich auch die Schraubenzugkräfte Z und Z_0, wie die spezifischen Gewichte der Luft, solange die Motortourenzahl dieselbe bleibt. Dies ist aber erfahrungsgemäß bei Höhenflügen bis 1000, ja bis 2000 und 3000 m, im wesentlichen der Fall, da bei vielen neueren Vergaserkonstruktionen eine entsprechende Regelung der Luftzufuhr während des Fluges erreicht werden kann.

Es ist somit

$$Z_0 = Z \frac{\gamma_0}{\gamma} \quad . \; . \; . \; . \; . \; . \; . \; . \; . \; (6)$$

Damit wird endlich

$$v_0 = v \sqrt{\frac{\gamma}{\gamma_0} - \frac{Z\delta}{G}\left(\frac{\gamma}{\gamma_0} - 1\right)} \quad . \; . \; . \; . \; (5\,a)$$

Für gut ausgeglichene Apparate, die nicht allzusehr »hängen«, ist außerdem δ sehr klein, so daß das letzte Glied unter der Wurzel überhaupt vernachlässigt werden darf[1]), dann ist

$$v_0 \sim v \sqrt{\frac{\gamma}{\gamma_0}} \quad . \; . \; . \; . \; . \; . \; . \; (5\,b)$$

Nach diesen Erörterungen sind wir somit für die Aufstellung der Faustformel berechtigt, folgende vereinfachende Annahmen zu treffen:

1. Unveränderter Anstellwinkel,
2. Vernachlässigung des »Hängens«,
3. Gleichbleibende Drehzahl.

Im übrigen läßt auch hier ein Blick auf die Leistungsdiagramme die Verhältnisse klar erkennen:

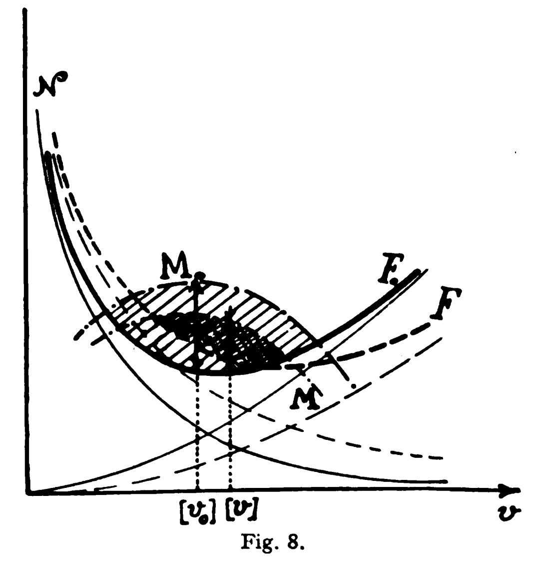


Fig. 8.

Die Flugzeugcharakteristik wird mit abnehmendem γ stark nach rechts verschoben, weil in der Formel I, 26 (S. 69)

$$75\, N_0 = \frac{G^2}{k F \cdot v} + A\, v^3$$

das erste Glied umgekehrt, das zweite direkt proportional mit γ sich ändert. (Fig. 8. Kurven F_0 und F, $\gamma < \gamma_0$). Die Höhenlage der Kurve wird dabei nur wenig geändert.

Die Motorcharakteristik liegt dagegen tiefer und ist auch nach links verschoben. Die Verschiebung der beiden Kurven ist dabei stets eine solche, daß die günstigste Steigleistung unter niedrigerem Luftdruck bei einer höheren Fluggeschwindigkeit $[v]$ gegenüber $[v_0]$ auftritt. Wieweit diese Verschiebung erfolgt, hängt im übrigen wieder stark von der eintretenden Änderung der Drehzahl und daher auch von der Vergaserkonstruktion ab.

---

[1]) Der Winkel σ hat dabei die auf S. 68 gegebene Bedeutung (negativer Anstellwinkel für den Auftrieb 0).

[2]) k_0 hat hier nicht die gleiche Bedeutung wie im I. Teil; es ist damit hier der Koeffizient k für das spezif. Luftgewicht γ_0 bezeichnet.

[3]) Die Verringerung der Flugbahnneigung und mittelbar auch die des Anstellwinkels bei abnehmendem Luftdruck ist im übrigen stark von der Art abhängig, wie die Drehzahl des Motors durch Änderung der Luftzufuhr zum Vergaser geregelt wird. Bei dem besprochenen Höhenflug nahm die Umdrehungszahl ziemlich stark ab, was den Flieger offenbar veranlaßte, das Höhensteuer immer mehr vorzudrücken, um die Fluggeschwindigkeit und damit die Drehzahl zu steigern. An einem andern Tage ließ sich die letztere erheblich besser konstant halten (durch Verbesserung der Düsenregelung am Vergaser). Infolgedessen war auch in großer Höhe die Bahnneigung erheblich größer und betrug z. B. bei 4000 m noch 2^0, während die Fluggeschwindigkeit kleiner, die Steiggeschwindigkeit aber erheblich größer ausfiel.

[1]) Zur Abschätzung des Fehlers bei Vernachlässigung von δ setzen wir $\delta \sim 6^0$ (sehr groß!) $= \delta_0$. Dann ist

$$v_0 = v \sqrt{\frac{\gamma}{\gamma_0} - \frac{Z\,\delta\left(\frac{\gamma}{\gamma_0} - 1\right)}{G}}.$$

Nun ist

$$\frac{Z}{G} = \frac{\text{Widerstand}}{\text{Auftrieb}} = \frac{1}{6} \text{ bis } \frac{1}{10}.$$

Mit $\frac{1}{6}$ gerechnet wird

$$v_0 = v \sqrt{\frac{\gamma}{\gamma_0} - 0{,}017\left(\frac{\gamma}{\gamma_0} - 1\right)}.$$

Selbst wenn $\frac{\gamma}{\gamma_0} = 1{,}5$ wäre, ergäbe sich noch

$$v_0 = v\sqrt{1{,}4915} \text{ statt } v_0 = v\sqrt{1{,}5}.$$

Der Unterschied ist daher so gering, daß er praktisch nicht in Frage kommt.

Mit dem unveränderten Anstellwinkel bleibt aber auch das Verhältnis $\frac{\text{Widerstand}}{\text{Auftrieb}}$ gleich, und da der Auftrieb gleich dem Gewichte, praktisch wenig verändert wird[1]), so muß auch der Gesamtwiderstand gleich bleiben für die jeweils nach Gleichung (5a bzw. 5b) bestimmte Geschwindigkeit.

Denn es ist

$$A = G = \frac{\zeta_A \gamma v^2}{g} F; \qquad W = \frac{\gamma v^2 F}{g}\left(\zeta_w + \zeta_0 \frac{f}{F}\right) \quad . \ (6)$$

also

$$W = G \frac{\zeta_w + \zeta_0 \frac{f}{F}}{\zeta_A} = \text{const} \quad . \ . \ . \ (7)^{2)}$$

Es läßt sich unschwer auch für jeden der beiden Teile des Gesamtwiderstandes die Richtigkeit dieser Behauptung (unter obigen Voraussetzungen) erweisen.

Die Aufstellung einer einfachen Reduktionsformel ist nunmehr auf Grund der Energiegleichung für den Flug leicht durchzuführen. Wenn nämlich, wie dies schon erwähnt wurde, die Tourenzahl konstant bleibt oder durch Regelung der Gaszufuhr konstant gehalten wird, so nimmt der Schraubenzug Z mit wachsender Höhe oder bei niedrigerem Barometerstand ab; da aber der Gesamtwiderstand bei konstantem Anstellwinkel gleich bleiben wird, so kann nur die Steigleistung abnehmen. Für die Leistung ergibt sich bei einem Propellerwirkungsgrad η bezw η_0

$$\left.\begin{aligned} 75\, \eta N &= Wv + Gv \sin\beta \\ 75\, \eta_0 N_0 &= Wv_0 + Gv_0 \sin\beta_0 \end{aligned}\right\} \quad . \ . \ . \ . \ (8)$$

und zwar ist hierin N (und N_0) die tatsächliche Motorleistung in PS, während auf der rechten Seite die erforderliche Nutzleistung zur Überwindung des Widerstandes und die Steigleistung steht.

Durch Elimination von W ergibt sich

$$\sin\beta_0 = \sin\beta + \frac{75}{G}\left(\frac{\eta_0 N_0}{v_0} - \frac{\eta N}{v}\right) \quad . \ . \ . \ (9)$$

Nun ändert sich die Leistung des Benzinmotors proportional mit γ, es ist somit

$$N = N_0 \frac{\gamma}{\gamma_0} \quad . \ . \ . \ . \ . \ . \ . \ . \ (10^{3)})$$

und wenn noch den vereinfachenden Annahmen entsprechend

$$v = v_0 \sqrt{\frac{\gamma_0}{\gamma}}$$

eingeführt wird,

$$\sin\beta_0 = \sin\beta + \frac{75\, \eta_0 N_0}{G v_0}\left[1 - \left(\frac{\eta}{\eta_0}\right)\left(\frac{\gamma}{\gamma_0}\right)^{\frac{3}{2}}\right] \quad . \ . \ (11)$$

Nun ist leicht zu erweisen, daß $\frac{\eta}{\eta_0} = \sqrt{\frac{\gamma}{\gamma_0}}$ ist, somit

$$\sin\beta_0 = \sin\beta + \frac{75\, \eta_0 N_0}{G v_0}\left[1 - \left(\frac{\gamma}{\gamma_0}\right)\right] \quad . \ . \ . \ (12)$$

Zu demselben Ausdruck kommt man übrigens auch direkt durch Vergleich der beiden Gleichungen (2), wenn man

$$W = W_s + W_t$$

in beiden gleich setzt und eliminiert.[4])

[1]) Bei lange dauernden Flügen wird allerdings durch festgesetzte Verringerung der Betriebsmittel ein rascheres Steigen erfolgen können.

[2]) Es bedeutet in der üblichen deutschen Bezeichnungsweise, welche die Luftdichte $\frac{\gamma}{g}$ besonders einführt:

ζ_A den Auftriebskoeffizienten, ζ_w den Widerstandskoeffizienten } der Tragflächen,
ζ_0 den Widerstandskoeffizienten der schädlichen »äquivalenten« Stirnfläche f.

[3]) Prandtl, Höhenflug und Belastungsflug (diese Zeitschrift 1913, Heft 20).

[4]) Man erhält nebenbei durch Vergleich der beiden Gl. (2) mit Gl. (6)

$$\frac{Z}{Z_0} = \frac{\gamma}{\gamma_0} = \frac{W + G \sin\beta}{W_0 + G \sin\beta_0} \quad . \ . \ . \ . \ . \ . \ . \ 2a)$$

Beim Gebrauche dieser Formel ist nun allerdings zu beachten, daß die Motorleistung N_0 und ihre Änderung nach Formel (10) ziemlich unsicher zu werten ist, da hier die Abhängigkeit von Vergaserkonstruktion, Drosselung und Umdrehungszahl mitspielt. Indessen arbeitet der Motor fast immer mit »Vollgas« beim ansteigenden Fluge und es wird zudem meistens ein solcher Propeller verwendet, der im Steigen die volle Motorleistung auszunutzen gestattet. Wir sind daher berechtigt, für N_0 die normierte oder durch Bremsproben festgestellte Höchstleistung des Motors einzusetzen.

Für die Ermittelung der Stoppzeiten endlich sind noch die Beziehungen zu benutzen

$$\sin\beta = \frac{h}{vt}, \quad \sin\beta_0 = \frac{h}{v_0 t_0} \quad . \ . \ . \ . \ (13)$$

womit dann Gleichung (12) übergeht in

$$\frac{t}{t_0} = \frac{v_0}{v} + \frac{75\, \eta_0 N_0 t}{G h}\left[1 - \left(\frac{\gamma}{\gamma_0}\right)\right] = \sqrt{\frac{\gamma}{\gamma_0}} + \frac{75\, \eta_0 N_0 t}{G h}\left(1 - \frac{\gamma}{\gamma_0}\right) (14)$$

Indessen ist manches Mal auch eine getrennte Berechnung nach Formel (12) und (13) bequemer.

Soll nun eine ganze Höhenstoppung (etwa auf 2000 m) für irgend eine andere, also z. B. für die »normale« Wetterlage umgerechnet werden, so darf angenommen werden, daß nicht bloß am Erdboden der vorgeschriebene normale Luftdruck und Temperatur herrschen, sondern daß der Luftdruck gesetzmäßig nach oben zu abnimmt in dem Maße, wie es die barometrischen Höhenformeln oder einfacher noch die verschiebbaren Skalen der Flugzeuganeroide angeben. Nimmt man dazu noch eine normale Temperaturabnahme mit der Höhe (ca. $1/2^0$ pro 100 m), so läßt sich für jede Höhenlage der »Normalzustand« sofort angeben und es wäre dann zonenweise, d. h. von 200 m zu 200 m oder auch genügend genau von 400 zu 400 m, die Reduktion des Steigungswinkels β auf den normalen β_0 vorzunehmen.

Dabei soll aber zunächst als »Normalzustand« für mitteleuropäische Flachlandflugplätze ein Barometerstand B_0 von 735 mm und eine Temperatur von $\vartheta_0 = +15^0$ C festgesetzt werden. Dann ist $\gamma_0 = 1{,}18$. (Der physikalische Normalzustand 760 mm und 0^0 C, $\gamma_0 = 1{,}293$ kommt bei uns verhältnismäßig selten vor!)

Beispiel. Mit dem früher besprochenen Doppeldecker (Beispiel S. 67) sei bei 720 mm Barometerstand und 20^0 C ein Flug auf 2000 m in 25 Minuten = 1500 Sekunden ausgeführt worden. Wie groß wäre die »normale« Stoppzeit bei 735 mm und 15^0 C? Normaler Propellerwirkungsgrad $\eta_0 = 0{,}75$.

Es ist

$$\gamma = 1{,}135, \ \gamma_0 = 1{,}18, \ v_0 = 25\ \text{m/sek}, \ v = 25\sqrt{\frac{1{,}18}{1{,}135}} = 25{,}5\ \text{m/sek},$$

$$\sin\beta = \frac{2000}{25{,}5 \cdot 1500} = 0{,}0523, \quad \frac{75\, \eta_0 N_0}{G v_0} = \frac{75 \cdot 0{,}75 \cdot 120}{1170 \cdot 25} = 0{,}226.$$

Dann ergibt die Formel (12)

$$\sin\beta_0 = 0{,}0523 + 0{,}226\left(1 - \frac{1{,}135}{1{,}18}\right) = 0{,}0613,$$

$$t_0 = \frac{2000}{25 \cdot 0{,}0613} = 1304'' = 21^3/_4 \text{ Minuten.}$$

Es folgt daraus eine Formel für den Widerstand W, der bei allen Luftverhältnissen gleich bleibt, soferne der Anstellwinkel konstant und die jeweils zugehörige Geschwindigkeit v bezw. v_0 gewahrt bleibt:

$$W = G \frac{\gamma \sin\beta_0 - \gamma_0 \sin\beta}{\gamma_0 - \gamma} \quad . \ . \ . \ . \ . \ . \ . \ 2b)$$

Es könnte nach dieser Formel aus zwei Beobachtungen (γ, β und γ_0, β_0) der Widerstand bestimmt werden. Eine praktische Bedeutung besitzt die Gleichung jedoch kaum, da die ihr zugrunde liegende Voraussetzung (konstanter Anstellwinkel) nur bei kleinen Änderungen von γ erfüllt ist, dann aber sind die Differenzen in Zähler und Nenner zu klein. Für Höhenflüge ist die Formel wegen der immerhin merklichen Änderung des Anstellwinkels (vgl. Tabelle auf S. 73) nicht mehr brauchbar.

Eine genauere zonenweise Berechnung gibt dagegen das folgende tabellarische Bild des Vorganges. In dieser Zahlentafel sind die von 400 zu 400 m gemessenen Zeiten nebst den beobachteten Temperaturen und den (von der verschiebbaren Barometerskala entnommenen) Barometerständen eingetragen. In jedem Intervall wurde dabei die Reduktion auf γ_0 bzw. β_0 vorgenommen, wobei unter γ_0 jedesmal die für die betreffende Höhenlage »normale« Luftdichte (7. Spalte) zu verstehen ist.

Flugzeugtyp oft von einem und demselben Flieger geflogen, so ist mit einiger Sicherheit anzunehmen, daß dieser bald die günstigsten Verhältnisse (die sich auch mit der Wahl des Propellers ändern!) finden und danach die jeweils besten Stoppzeiten herausbringen wird. Dann aber ist die persönliche Note ausgeschaltet und Grundlage für einen Vergleich bzw. für eine Wertung der Höhenflüge unter verschiedenen äußeren Verhältnissen gegeben, wie sie durch die mitgeteilten Formeln angestrebt worden ist.

1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12	13	14	15	16
h m	B	ϑ	γ	B_0	ϑ_0	γ_0	$\frac{\gamma}{\gamma_0}$	t (Δt) Sekunden	v m/sek	$\sin\beta$	N_0 PS	$\left(1-\frac{\gamma}{\gamma_0}\right)\cdot\frac{75\,\eta_0 N_0}{v_0 G}$	v_0 m/sek	$\sin\beta_0$	Δt_0 t_0 Sekunden
0	720	20	1,135	735	15	1,183	0,96	0	25,5		120		25,0		0
								190		0,082		0,c09		0,091	174
400	683	17	1,09	698	13	1,132	0,96	190	26,1		114		25,6		174
								230		0,066		0,0085		0,0745	208
800	648	14	1,045	663	11	1,083	0,965	420	26,6		108		26,1		382
								300		0,050		0,0076		0,0576	262
1200	614	12	1,00	628,5	9	1,04	0,96	720	27,2		102,5		26,7		645
								360		0,0405		0,0075		0,048	308
1600	582	10	0,955	596	7	1,00	0,955	1080	27,9		97		27,3		953
								420		0,0338		0,008		0,0418	346
2000	552	8	0,912	566	5	0,95	0,96	1500	28,5		92		27,9		1299

Bemerkung: Die in diesem Beispiel mitgeteilten Zahlen entstammen nicht wirklich ausgeführten Beobachtungen, geben aber ungefähr die üblichen Verhältnisse wieder.

In der letzten Spalte sind die errechneten Zeitdifferenzen für die einzelnen Höhenzonen und die Gesamtstoppzeiten angegeben. Es folgt für 2000 m eine Stoppzeit von

$$t_0 = 21 \text{ Min. } 39 \text{ Sek.},$$

ein Ergebnis, das in Anbetracht der verschiedenen Vernachlässigungen in guter Übereinstimmung mit dem aus der einfachen Formel vorher abgeleiteten steht.

Aber auch bei sehr großen Unterschieden in den Wetterlagen bewährt sich die vereinfachte Formel. Es soll z. B. ermittelt werden, welche Stoppzeit der Doppeldecker des eben behandelten Beispieles bei abnorm hohem Barometerstand im Winter und bei großer Kälte erreicht. Es sei

$$B' = 770 \text{ mm}, \ \vartheta' = -10^0 \text{ C}, \text{ somit } \gamma' = 1{,}36,$$

während B wie vorher $= 720$ mm, $\vartheta = 20^0$ ist.

Dann ist

$$\sin\beta' = \sin\beta + \frac{75\,\eta' N'}{G v'}\left(1 - \frac{1{,}135}{1{,}36}\right) = 0{,}0958$$

(B', ϑ' γ' treten jetzt an Stelle von B_0, ϑ_0, γ_0).

$$v' = 25\sqrt{\frac{1{,}18}{1{,}36}} = 23{,}3 \text{ m/sek},$$

somit

$$t' = \frac{2000}{23{,}3 \cdot 0{,}0958} = 900 \text{ Sek.} = 15 \text{ Min.}$$

Eine ebenso wie beim letzten Beispiel durchgeführte zonenweise Durchrechnung führt auf

$$t' = 932 \text{ Sek.} = 15^1/_2 \text{ Min.}$$

Auch hier ist der Unterschied gegenüber der einfachen Formel verhältnismäßig gering und nur ca. 3%, obwohl das Beispiel sehr extrem gewählt ist.

Es kann daher in allen Fällen die Gleichung (12) als genügend genaue »Faustformel« für die Reduktion angesehen und verwendet werden.

Schlußbemerkung.

Es ist wiederholt darauf hingewiesen worden, daß die hier mitgeteilten Formeln nicht in jedem Einzelfalle richtige Ergebnisse liefern können, hauptsächlich aus dem Grunde, weil sie von einer bestimmten — der günstigsten — Fluggeschwindigkeit und den entsprechenden Anstellwinkeln ausgehen. Das Steigen ist aber in einem ziemlich weiten Bereiche, wenn auch unter weniger günstigen Bedingungen möglich, und hier hat die mehr oder minder große Geschicklichkeit des Fliegers ein weites Spiel. Wird aber ein

Zusammenfassung.

Es werden einfache Formeln mitgeteilt, nach denen es möglich ist, bei Höhenflügen die Steigzeiten t und t_1 (bzw. t_0) zu vergleichen, wenn unter sonst gleichen Verhältnissen die Nutzlast (Flugzeuggewicht G und G_1) oder die Motorleistung N und N_1 oder endlich die Wetterlage sich ändert [Reduktion auf einen Normalzustand (spezifisches Gewicht γ_0)] und zwar ist:

1. $\frac{t}{t_1} = \frac{G}{G_1}\left\{1 - \frac{g t\left(1 + \frac{G_1}{G}\right)}{k F v h}\right\}$ Formel I, 12 S. 67,

2. $\frac{t}{t_1} = \frac{G N_1}{G_1 N} + \frac{G t}{k F v h}\left\{\frac{G N_1}{G_1 N} - 1\right\}$ Formel II, 6a S. 71,

3. $\frac{t}{t_0} = \sqrt{\frac{\gamma}{\gamma_0}} + \frac{75\,\eta_0 N_0 t}{G h}\left(1 - \frac{\gamma}{\gamma_0}\right)$ Formel III, 14 S. 74,

mit den im Aufsatz angegebenen Bezeichnungen. Durchführen von Beispielen.

Patentschau.

(Von Ansbert Vorreiter.)

Ausliegende Patentanmeldungen.

(A: Anmeldung, E: letzter Tag der Einspruchsfrist.)

46c, 6. S. 41117. Société du Carburateur Zenith, Lyon, Frankr.; Vertr.: A. Elliot, Pat.-Anw., Berlin SW 48. Zweidüsenvergaser mit einer an der Drosselklappe in die Saugkammer mündenden Düse. A 15. 1. 14. Frankreich 3. 5. 13. E 15. 7. 16.

46c, 2. B. 80094. Benz & Cie. Rheinische Automobil- u. Motoren-Fabrik A. G., Mannheim. Schmiervorrichtung für Kraftmaschinen mit geschlossenem Kurbelgehäuse. A 3. 9. 15. E 18. 7. 16.

46d, 5. M. 58794. Carl Martens, Herne i. W., u. Hans Erbe, Sodingen b. Herne i. W. Kraftmaschine mit umlaufenden, in der Kolbentrommel radial verschiebbaren Kolben. A 18. 11. 15. E. 5. 8. 16.

Patenterteilungen.

77h, 4. 293017. Luftschiffbau Zeppelin G. m. b. H., Friedrichshafen a. B. Verspannungsöse für Bleche. 17. 5. 14. L. 42069.

77h, 5. 291396. E. Rumpler Luftfahrzeugbau G. m. b. H. Berlin-Johannisthal. Doppeldecker mit umklappbarem Schwanz. 20. 12 13 R. 39509.

77h, 15. 291488. Herrmann M. Fremery, Berlin-Johannisthal. Bombenabwurfvorrichtung für Flugzeuge. 27. 2. 14. F. 39351.

77h, 15. 291489. Dr. Bruno Stange, Thorn, Schnlstr. 7. Vorrichtung zum Abwerfen von Bomben. 5. 12. 14. St. 20199.

77h. 2. 291833. Siemens-Schuckert Werke G. m. b. H., Siemensstadt b. Berlin. Starres Luftschiff mit Einzelzellen. 19. 2. 13. S. 38311.

77h, 5. 291889. Franz Schneider, Berlin-Johannisthal. Doppel- oder Mehrdecker mit in lotrechter Richtung ohne Lösung der Verspanunngskabel aufeinanderlegbaren Tragdecken. 18. 2. 14. Sch. 46244.

77h, 5. 291951. Franz Schneider, Berlin-Johannisthal. Flugzeug. 13. 6. 14. Sch. 47313.

77h, 6. 291844. Daimler Motoren-Gesellschaft, Untertürkheim. Luftschraubenantrieb. 20. 3. 14. D. 30564.

77h, 15. 291875. Hans Rieck, Berlin, Kurfürstenstraße 31—32. Bombenstreuvorrichtung für Luftfahrzeuge. 25. 9. 14. E. 20727.

Bücher-Besprechungen.

Bei der Redaktion eingegangene Bücher und Broschüren:

Das Sachverständigenwesen. Die gesetzlichen Bestimmungen und Verordnungen über die Anstellung und Beeidigung von Sachverständigen durch die Handelsvertretungen und die Gerichte im Deutschen Reiche sowie die einschlägigen Gebührenordnungen. I. A. des Verbandes Deutscher Gutachterkammern e. V. zusammengestellt und mit Hinweisen versehen von Kurt Perlewitz, Beratender Ingenieur V. B. I. Verlag: Julius Springer. Oktav 83 S. Preis Karton. M. 2.—.

Sehende Maschinen. Eine kurze Abhandlung über die geheimnisvollen Eigenschaften der lichtempfindlichen Stoffe und die staunenswerten Leistungen der sehenden Maschinen. Von Dr. Chr. Ries. Großoktav 120 S. mit 95 Abbildungen. Verlag: Jos. C. Huber, Diessen vor München. Preis M. 4.—.

„Motor.“ Ausgabe: Mai-Juni. Verlag Gustav Braunbeck, G. m. b. H., Berlin W 35. Preis: M. 1.—.
Aus dem Inhalt des reich illustrierten Heftes für Luftfahrer besonders beachtenswert: Die letzten großen Zeppelin-Angriffe auf England, mit Abbildungen. Der Einfluß der Erdumdrehung auf die Beschießung von Luftfahrzeugen. Altes und Neues vom Unterseeboot, mit vielen Abbildungen. Luftfahrzeuge im Kriege. Die Poesie des Fliegers. Der Luftkrieg gegen Italien. Auch dieses Heft ist wieder vorzüglich ausgestattet.

K. K. Österreichischer Aero-Club. Jahrbuch 1916. Im Selbstverlag. Oktav 234 S. mit vielen Textabbildungen und 3 bunten Flaggen-Tafeln.

Kriegshefte aus dem Industriegebiet. Heft 16. Das Schicksal der Seekabel im Kriege und die Leistungen der Deutschen Kabel-Industrie in Vergangenheit und Zukunft. Von G. A. Fritze. Verlag: G. D. Baedeker, Essen.

Ergebnisse der meteorologischen Beobachtungen im Jahre 1912. 1. Hälfte des Jahrbuches der königl. sächsischen Landeswetterwarte, Jahrgang XXX. Herausgegeben von Direktor Oberregierungsrat Prof. Dr. Paul Schreiter. Selbstverlag, in Kommission bei der Brauerschen Buchhandlung (Georg Metzner) Chemnitz. Quart 104 S. 2. Hälfte des Jahrbuches bearbeitet im Auftrage des Direktors durch den Direktorial-Assistenten. Kommissionsrat C. Lindemann. Quart 141 S. mit 6 Tafeln.

Der Indikator und das Indikatordiagramm. Ein Lehr- und Handbuch für den praktischen Gebrauch. Von Oberingenieur Dipl.-Ing. W. Wilke. Dozent an der Technischen Hochschule in Hannover. Leipzig. Verlag von Otto Spamer. Großoktav 135 S. mit 203 Abb. Preis geheftet M. 6.—, gebunden, M. 7,50.

Berichtigung.

In dem Aufsatz: »Die Kreiselwirkung der Flugzeugschraube« von Dr. R. Grammel ist leider ein sinnstörender Druckfehler übersehen worden: es muß auf Seite 58 Zeile 40 von oben statt Längsstabilität natürlich Längsinstabilität heißen.

Geschäftliche Mitteilungen der Wissenschaftlichen Gesellschaft für Luftfahrt

Telegrammadresse: Flugwissen
Geschäftsstelle: Berlin-Charlottenburg 4
Dahlmannstraße 34 (am Bahnhof Charlottenburg)
Fernsprecher: Amt Steinplatz Nr. 6001.

1. Unsere Gesellschaft hat leider in letzter Zeit kurz nacheinander zwei schwere Verluste erlitten: Mitte Mai d. J. verloren wir unser Mitglied, den Direktor des Potsdamer Astrophysikalischen Observatoriums Geheimen Regierungsrat Professor Dr. K. Schwarzschild, dem, neben seinen sonstigen großen Verdiensten um die Wissenschaft die Luftfahrt im besonderen den Libellensextanten verdankt. In unserer Gesellschaft gehörte Geheimrat Schwarzschild dem Ausschuß für Navigierung an, dem er seine wertvollen Dienste in dankenswerter Weise bei dessen Gründung auf der III. O. M. V. in Dresden im April 1914 zur Verfügung stellte, indem er die Sammelstelle für Mitteilungen über schon bestehende Arbeiten auf dem Gebiete der Luftnavigation und einschlägigen Instrumentenkunde sowie für Vorschläge auf diesem Gebiete übernahm. Geheimrat Schwarzschild, den wir zu unserem großen Bedauern bei der Weiterarbeit der Gesellschaft an diesen hochinteressanten Aufgaben vermissen müssen, erlag einem Leiden, das er sich im Felde im Dienste des Vaterlandes zugezogen hatte.

Die andere große Lücke in unserem Mitgliederkreis hinterläßt Se. Exzellenz der Wirkliche Geheime Rat Karl August Lingner, Ehrendoktor der Medizin, Dresden, dessen an Arbeit und Erfolgen reichem Leben der Tod am 5. Juni d. J. zu Berlin ein Ziel setzte. Der Verstorbene gehörte unserer Gesellschaft seit ihrer Gründung an und war ihren Zwecken und Zielen ein stets bereiter Förderer.

Wir werden beiden verehrten Mitgliedern ein bleibendes, ehrendes Gedenken bewahren.

2. Das Reichs-Marine-Amt hat unserem Antrag auf Entsendung des Chefs der Abteilung für Luftfahrt dieser hohen Behörde, des Kontreadmiral z. D. Starke, Berlin, in unseren Vorstand stattgegeben; die Kaiserliche Inspektion des Torpedowesens wird künftig, anstelle ihres bisherigen Designierten, durch den Inspekteur des Torpedowesens, Kontreadmiral von Mann, Kiel, vertreten sein.

3. Beförderungen, Auszeichnungen und Ernennungen:

Folgende Beförderungen unserer Mitglieder wurde uns bekannt: Generalmajor Schmiedecke, vor Kriegsausbruch Kommandeur der 2. Eisenbahnbrigade Hanau, der jetzt eine Landwehrbrigade im Osten befehligt, zum Generalleutnant Exzellenz; Dr. Ludwig Schiller, Assistent am physikalischen Institut der Universität Leipzig, zurzeit im Felde, zum Oberleutnant d. R.; Dr. Max Dieckmann, München, zurzeit kommandiert zur Verkehrstechnischen Prüfungskommission, Berlin, zum Leutnant d. L.; Geheimer Kommerzienrat Dr. O. von Petri, Nürnberg, wurde durch Verleihung der Türkischen Silbernen Roten Halbmond-Medaille ausgezeichnet; Graf Georg von Arco, Direktor der Gesellschaft für drahtlose Telegraphie, Berlin, wurde in Anerkennung seiner hervorragenden Verdienste um die Entwicklung der Funkentelegraphie zum Ehrendoktor der philosophischen Fakultät der Universität Straßburg ernannt.

4. Neuaufnahmen:

Gemäß § 5 unserer Satzungen sind als ordentliche Mitglieder in die Gesellschaft aufgenommen: Dipl.-Ing. J. Deutrich, Leutnant d. R. im Tel.-Batl. 5, zurzeit Bevollmächtigter Ingenieur b. d. Automobil- und Aviatik A.-G. Freiburg i. Br.; Dipl-Ing. Aloys van Gries, Leutnant d. R., Berlin-Adlershof, Friedenstr. 9; Professor Dr.-Ing. Oesterlen, Hannover, zurzeit Berlin-Johannisthal, Stubenrauchstr. 17; Ernst Schwarz, Offizierstellvertreter und Flugzeugführer, zurzeit bei einem Armee-Flugpark im Felde; E. Vossnack, Ordentl. Professor für Schiffbau an der Technischen Hochschule zu Delft in Holland, zurzeit Adlershof, Waldstr. 38, II.

Außerdem haben wir noch die Freude, den Wiedereintritt Dr. Otto Antricks, i. Fa. Chem. Fabrik auf Aktien, vorm. E. Schering, Berlin-Westend, Ahorn-Allee 25, in die Gesellschaft begrüßen zu dürfen.

Die Geschäftsstelle.

Schriftleitung: Ansbert Vorreiter, Ingenieur, Berlin-Steglitz. — Druck von R. Oldenbourg in München.



Zeitschrift für Flugtechnik und Motorluftschiffahrt

Organ der Wissenschaftlichen Gesellschaft für Luftfahrt

HERAUSGEBER UND SCHRIFTLEITER:
Ingenieur **ANSBERT VORREITER**
BERLIN-STEGLITZ, Sedanstraße 40/II.

LEITER DES WISSENSCHAFTLICHEN TEILS:
Dr. **L. PRANDTL** und Dr.-Ing. **F. BENDEMANN**
Professor an der Universität Göttingen — Professor, Direktor der Versuchsanstalt für Luftfahrt, Berlin-Adlershof

UNTER MITWIRKUNG VON

A. BAUMANN PROF. A. D. K. TECHN. HOCHSCHULE STUTTGART
Prof. Dr. **BERSON** BERLIN-LICHTERFELDE
Dipl.-Ing. **A. BETZ** GÖTTINGEN
H. BOYKOW FREGATTEN-LEUTNANT A. D., FRIEDENAU—BERLIN
Dr. **R. EMDEN** PROF. AN DER K. UNIVERSITÄT MÜNCHEN
Geh. Hofrat Dr. **S. FINSTERWALDER** PROF. A. D. K. TECHN. HOCHSCHULE MÜNCHEN
Dr.-Ing. **FÖTTINGER** PROF. A. D. K. TECHN. HOCHSCHULE DANZIG
Geh. Reg.-Rat Dr. **H. HERGESELL** LINDENBERG—BERLIN
Dr.-Ing. **W. HOFF** DEUTSCHE VERSUCHSANSTALT F. LUFTFAHRT ADLERSHOF
Geh. Reg.-Rat **E. JOSSE** PROF. AN DER K. TECHNISCHEN HOCHSCHULE CHARLOTTENBURG
Dr. **N. JOUKOWSKY** PROF. AN DER UNIVERSITÄT U. TECHNISCHEN HOCHSCHULE MOSKAU
R. KNOLLER PROF. AN DER K. K. TECHN. HOCHSCHULE WIEN
Dr.-Ing. **A. VON PARSEVAL** PROF. AN DER K. TECHN. HOCHSCHULE CHARLOTTENBURG
Dipl.-Ing. Dr. **V. QUITTNER** BERLIN
Dr.-Ing. **H. REISSNER** PROF. A. D. TECHN. HOCHSCH. CHARLOTTENBURG
F. ROMBERG PROF. A. D. TECHN. HOCHSCH. CHARLOTTENBURG
Ing. **JOHN ROZENDAAL** BERLIN — 's-GRAVENHAGE
Geh. Reg.-Rat Dr. **C. RUNGE** PROF. AN DER UNIVERSITÄT GÖTTINGEN
Dr. **W. SCHLINK** PROFESSOR AN DER GROSSH. TECHNISCHEN HOCHSCHULE BRAUNSCHWEIG
Dipl.-Ing. **SEPPELER** DEUTSCHE VERSUCHSANSTALT F. LUFTFAHRT, ADLERSHOF
FRHR. V. SODEN-FRAUNHOFEN DIPL.-ING. LUFTSCHIFFBAU ZEPPELIN, FRIEDRICHSHAFEN
Dr.-Ing. **C. WIESELSBERGER** GÖTTINGEN

UND ANDERER HERVORRAGENDER FACHLEUTE

VERLAG VON R. OLDENBOURG IN MÜNCHEN UND BERLIN

Jahrgang VII. **29. Juli 1916.** **Heft 13 u. 14.**

Zeitschrift für Flugtechnik und Motorluftschiffahrt

Organ der Wissenschaftlichen Gesellschaft für Luftfahrt

HERAUSGEBER UND SCHRIFTLEITER: Ingenieur ANSBERT VORREITER, BERLIN-STEGLITZ, Sedanstraße 40/II.

LEITER DES WISSENSCHAFTLICHEN TEILS: Dr. L. PRANDTL, Professor an der Universität Göttingen und Dr.-Ing. F. BENDEMANN, Professor, Direktor der Versuchsanstalt für Luftfahrt, Berlin-Adlershof

VERLAG VON R. OLDENBOURG IN MÜNCHEN UND BERLIN

Jahrgang VII. | 29. Juli 1916. | Heft 13 und 14.

Die Zeitschrift erscheint am mittleren und letzten Sonnabend des Monats und kostet bei Bezug durch den Buchhandel, die Postämter oder die Verlagsanstalt innerhalb Deutschland und Österreich-Ungarn pro anno M. 12.—, pro Semester M. 6.—, im Ausland M. 15.— bei direktem Bezug durch den Verlag.
ANZEIGEN werden von der Verlagsbuchhandlung zum Preise von 15 Pf. für jeden mm Höhe bei 45 mm Spaltenbreite angenommen. Bei 6-, 9-, 12-, 18- und 24maliger Wiederholung wird ein steigender Rabatt gewährt — BEILAGEN, von denen zuvor ein Probe-Exemplar einzusenden ist, werden nach Vereinbarung beigefügt.
STELLENGESUCHE werden für Mitglieder der Wissenschaftlichen Gesellschaft für Flugtechnik mit 15 Pfg. für die Zeile berechnet.
Alle Zuschriften, welche die **Expedition** oder den Anzeigenteil des Blattes betreffen, sind zu adressieren: Verlagsbuchhandlung R. Oldenbourg, München.
Zuschriften für die **Schriftleitung**: Ing. Ansbert Vorreiter, Berlin-Steglitz, Sedanstr. 40/II. Fernsprechamt Steglitz 1779, Telegr.-Adresse: »Vorreiter Berlin-Steglitz«.

INHALT:

Systematische Propellerversuche.

Von Diplom-Ingenieur **K. Schaffran.**[1])

Bei dem schnellen Aufschwung des Flugzeug- und Luftschiffbauwesens konnten viele Probleme desselben bisher noch nicht in der gleichen eingehenden Weise verfolgt und durch systematische Versuche geklärt werden, wie dies auf dem verwandten, aber historisch weiter entwickelten Gebiete des Schiffbaues bereits geschehen ist. Wohl am empfindlichsten machte sich ein Mangel an positiven Unterlagen bei der Behandlung von allgemeinen Fragen des Luftpropellerbaues bemerkbar, besonders aus dem Grunde, weil dem Konstrukteur von Wasserpropellern in den Ergebnissen von Modellversuchen verschiedener Versuchsanstalten des In- und Auslandes schon ein wertvoller Anhalt geboten war, um für einen bestimmten vorliegenden Fall den zweckmäßigsten Propeller mit ziemlicher Sicherheit dimensionieren zu können. Ohne vorläufig auf die Frage einer direkten Übertragungsmöglichkeit der Ergebnisse von Wasserpropellern auf Luftschrauben näher einzugehen, sollen in folgendem zunächst an dem Beispiel einer Serie systematisch voneinander abgeleiteter Modellschiffsschrauben, welche von dem Verfasser in der Kgl. Versuchsanstalt für Wasserbau und Schiffbau, Berlin, untersucht worden sind, die festgelegten Versuchs- und Auswertungsmethoden erörtert und letztere dann unter Heranziehung der Resulate von Modelluftpropellern englischer und französischer Versuchsanstalten sinngemäß auf die Verhältnisse von Luftschrauben übertragen werden. Von einer Veröffentlichung der Ergebnisse dagegen, welche in der Kgl. Versuchsanstalt selbst mit Luftpropellermodellen sowohl in Wasser wie in Luft gewonnen worden sind, muß mit Rücksicht auf den augenblicklichen Kriegszustand an dieser Stelle vorläufig noch Abstand genommen werden.

[1]) Vorsteher der Schiffbau-Abt. der Königl. Versuchsanstalt für Wasserbau u. Schiffbau, Privatdozent für Luft- und Wasserpropeller an der Techn. Hochschule Berlin.

I. Teil.

Systematische Wasserpropellerversuche Serie A der Kgl. Versuchsanstalt für Wasserbau und Schiffbau, Berlin.

Die Zeichnungen der charakteristischen Propeller dieser Serie sind in Fig. 1 dargestellt, die Lichtbilder aller 20 aus diesen gesetzmäßig abgeleiteten Schrauben zeigt Fig. 2.

A. Abmessungen und Daten der untersuchten Modellpropeller.

Durchmesser . . . . . $D = 120$ mm,

Nabendurchmesser . . . $d = 20 \text{ mm} = \frac{D}{6}$,

Anzahl der Flügel . . . $z = 3$.

Die Erzeugende der Flügeldruckseite war gradlinig und unter 1 : 8 nach hinten geneigt.

Das Flächenverhältnis A_p/A (projiziertes Flügelareal zur Diskfläche) betrug bei den fünf verschiedenen Gruppen mit



verschiedenen Steigungsverhältnissen 25, 30, 40, 50 und 60%.

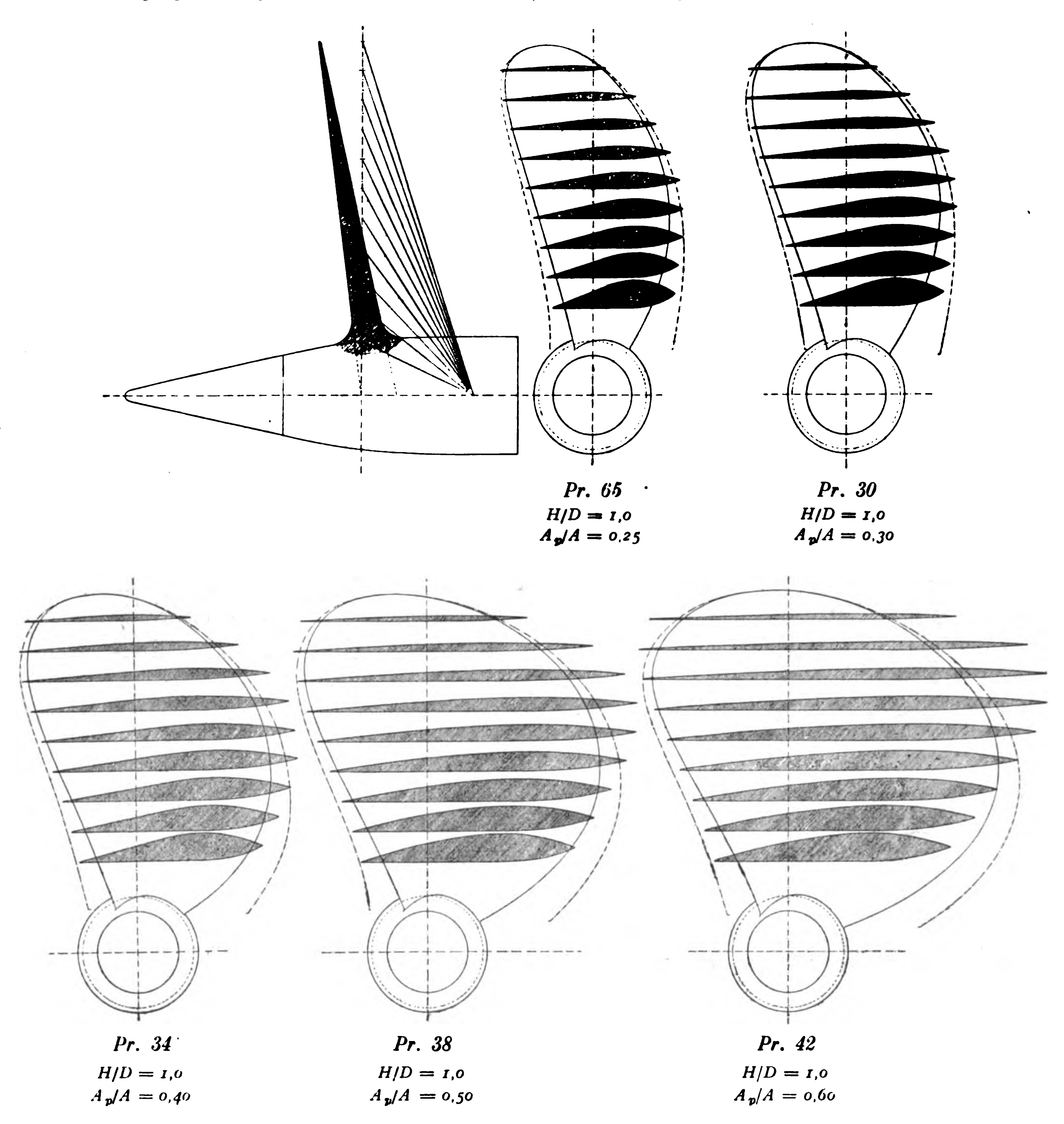
A_p = projiziertes Flügelareal aller 3 Flügel,

A = Schraubendiskareal $= \frac{D^2 \cdot \pi}{4}$.

Die Schraubensteigung war in jedem Falle konstant.

5,22%; δ_i = größte (ideelle) Dicke des Flügelquerschnittes an der Propellerdrehachse.

Die Flügelform war in der Projektion unsymmetrisch und hatte den in der Fig. 1 dargestellten Umriß, der bei den verschiedenen Steigungsverhältnissen genau kongruent und bei den verschiedenen Flächenverhältnissen in gleichem Verhältnis ähnlich eingehalten wurde.



Modellpropeller der Serie A.

Fig. 1.

Unter der Steigung H ist durchwegs die mathematische der Propellerdruckseite zu verstehen. Die vier verschiedenen Steigungsverhältnisse H/D der fünf verschiedenen Gruppen mit verschiedenen Flächenverhältnissen betrugen 0,60, 0,80, 1,00 und 1,20.

Die Erzeugende der Propellerrückenseite war ebenfalls gradlinig.

Das Dickenverhältnis $\frac{\delta_i}{D}$ aller Modellpropeller betrug

Die Flügelquerschnitte waren auf ganzer Propellerlänge, besonders aber nach der Nabe zu, auf der Druckseite vorne nach oben aufgeholt und hatten ihre größte Dicke nicht wie gewöhnlich auf halber Breite des Flügelblattes, sondern auf ⅓ der Breite von der eintretenden Kante ab gerechnet.

In der Zusammenstellung der Photos sind die 20 verschiedenen Modellpropeller gruppenweise nebeneinander bei gleichen Flächenverhältnissen und verschiedenen Steigungsverhältnissen und untereinander bei gleichen Steigungsverhält-

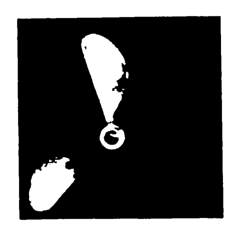
Systematische Propellerversuche

Versuchs-Serie A

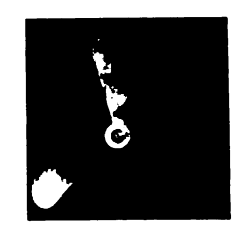
5,22 % Dickenverhältnis



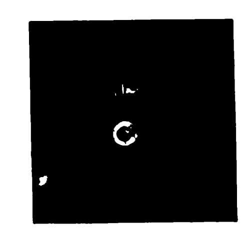
Prop. 63 $\frac{5,22 \times 25}{60}$



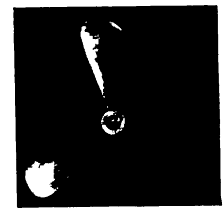
Prop. 64 $\frac{5,22 \times 25}{80}$



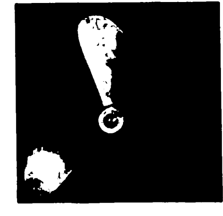
Prop. 65 $\frac{5,22 \times 25}{100}$



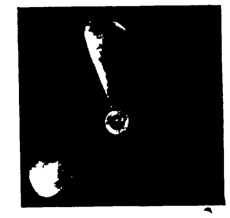
Prop. 66 $\frac{5,22 \times 25}{120}$



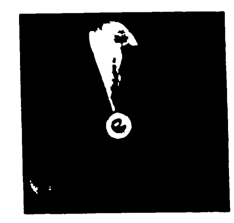
Prop. 28 $\frac{5,22 \times 30}{60}$



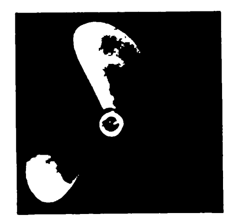
Prop. 29 $\frac{5,22 \times 30}{80}$



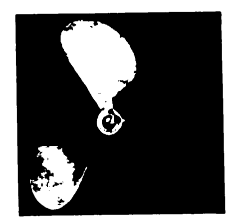
Prop. 30 $\frac{5,22 \times 30}{100}$



Prop. 31 $\frac{5,22 \times 30}{120}$



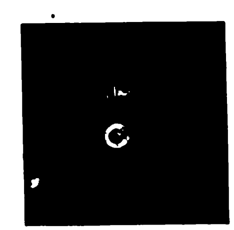
Prop. 32 $\frac{5,22 \times 40}{60}$



Prop. 33 $\frac{5,22 \times 40}{80}$



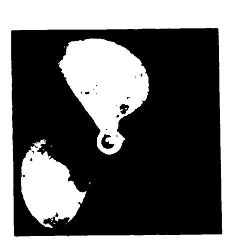
Prop. 34 $\frac{5,22 \times 40}{100}$



Prop. 35 $\frac{5,22 \times 40}{120}$



Prop. 36 $\frac{5,22 \times 50}{60}$



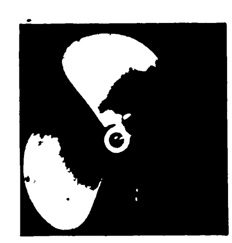
Prop. 37 $\frac{5,22 \times 50}{80}$



Prop. 38 $\frac{5,22 \times 50}{100}$



Prop. 39 $\frac{5,22 \times 50}{120}$



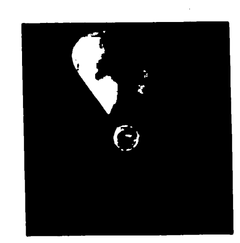
Prop. 40 $\frac{5,22 \times 60}{60}$



Prop. 41 $\frac{5,22 \times 60}{80}$



Prop. 42 $\frac{5,22 \times 60}{100}$



Prop. 43 $\frac{5,22 \times 60}{120}$

Fig. 2.

nissen und verschiedenen Flächenverhältnissen geordnet. Die Zahlenbezeichnungen hinter den betreffenden Propellernummern bedeuten:

$$\frac{\text{Dickenverhältnis} \times \text{Flächenverhältnis}}{\text{Steigungsverhältnis}},$$

alle in Prozenten, z. B. beim ersten Propeller Nr. 63:

$$\frac{5{,}22 \times 25}{60},$$

d. i. 5,22% Dickenverhältnis $\frac{\delta_i}{D}$,

25% Flächenverhältnis $\frac{A_p}{A}$,

60% Steigungsverhältnis H/D.

B. Methode der Untersuchung zur Bestimmung des reinen Propellerwirkungsgrades η_p auf Grund von Fahrtversuchen mit Propellermodellen allein, d. h. ohne Schiffsmodell.

Der reine Wirkungsgrad eines freifahrenden, d. h. ohne Schiff arbeitenden Propellers ist gleich dem Verhältnis der geleisteten nutzbaren Schubarbeit zu der aufgewandten Dreharbeit.

$$\eta_p = \frac{S \cdot V_e}{2\pi n M}.$$

S = Propellerschub in kg,
V_e = Fahrtgeschwindigkeit in m/sec beim Schleppen des Propellers ohne Schiff = nomineller Zuflußgeschwindigkeit des Wassers in den Propeller beim Arbeiten hinter dem Schiff = Schiffsgeschwindigkeit vermindert um den Nachstrom,
$S \cdot V_e$ = nutzbare Schubarbeit in mkg,
n = Tourenzahl pro Sekunde,
M = Drehmoment in mkg,
$2\pi n M$ = aufgewandte Dreharbeit in mkg.

Die Modellpropeller wurden durchweg mit der konstanten Tourenzahl von 15/sec bei verschiedenen Fahrtgeschwindigkeiten frei ohne Schiffsmodell in einer Tiefe der Mitte Welle von 120 mm unter der Wasseroberfläche, einer Strecke, welche also gleich dem Propellerdurchmesser D war, untersucht. Durch Messung von Schub, Drehmoment und Tourenzahl ergab sich der betreffende Wirkungsgrad für das jedesmalige Slipverhältnis. Die Werte von Propellerschub, Drehmoment und Wirkungsgrad des in Fig. 3 dargestellten Grundpropellers Nr. 30, aus welchem alle übrigen der Serie A gesetzmäßig voneinander abgeleitet wurden, sind in den Versuchsdiagrammen Fig. 4 durch drei Kurven der Konstanten c_1, c_2, c_3 gegeben, deren Ableitung in folgendem vorgenommen ist:

Der Propellerschub ist nach fast allen Propellertheorien in kg:

$$S = c \cdot \frac{\gamma}{g} \cdot A \cdot nH\,(nH - V_e).$$

γ = spezifisches Gewicht des Wassers = 1000,
g = Erdbeschleunigung = 9,81,
$A = \frac{D^2\pi}{4}$ = Schraubendiskfläche in m²,
n = Tourenzahl/sec,
H = Konstruktionssteigung des Propellers in m = mathematische Steigung der Propellerdruckseite,
V_e = Fahrtgeschwindigkeit in m/sec,
c = Konstante, die unter Annahme der Richtigkeit des Ähnlichkeitsgesetzes bei allen ähnlichen Propellern für gleiches Slipverhältnis gleich groß, sonst aber abhängig von Flügelform, Flügelquerschnitt, Flügelzahl, Steigungs- und Flächenverhältnis ist.

Unter der Bezeichnung

$$\frac{nH - V_e}{nH} = s_n$$

versteht man den nominellen Slip eines freifahrenden Propellers im Gegensatz zu dem wirklichen oder wirksamen

$$s_w = \frac{n \cdot H_w - V_e}{n H_w},$$

der in der Regel einen größeren Betrag als der nominelle hat, da die wirksame Steigung des Propellerflügels H_w infolge der Krümmung der Rückseite größer als die nominelle H, d. h. die mathematische Steigung der Propellerdruckseite ist. Von beiden ist noch der sog. scheinbare Slip

$$s_s = \frac{nH - V_m}{nH}$$

(V_m = Schiffsgeschwindigkeit in m/sec) zu unterscheiden, der den prozentualen Fortschritt des Propellers gegenüber der Schiffsgeschwindigkeit ohne Berücksichtigung des Nachstromes ausdrückt. Der nominelle Slip steht mit dem scheinbaren in folgender Beziehung:

$$s_n = \frac{nH - V_e}{nH}.$$

$$V_e = V_m(1 - w),$$

w = Nachstromziffer,

$$s_n = \frac{nH - V_m}{nH} + \frac{w\,V_m}{nH},$$

$$\therefore s_n = s_s + \frac{w\,V_m}{nH}.$$

Setzt man in die Propellerschubgleichung $(nH - V_e) = s_n \cdot nH$ ein, so erhält man

$$S = c \cdot \frac{\gamma}{g} D^2 \cdot \frac{\pi}{4} \cdot s_n\, n^2 H^2,$$

$$\frac{S}{D^2 \cdot H^2 n^2} = \left(c \cdot \frac{\gamma}{g} \cdot \frac{\pi}{4} \cdot s_n\right) = c_1.$$

Modell-Propeller Nr. 30.

Daten des Propellers:

Anzahl der Flügel	*3*
Äußerer Durchmesser	*1000 mm*
Naben-Durchmesser	*167 »*
Steigung	*1000 «*
Disk-Areal	*0,785 qm*
Abgew. Flügel-Areal	*0,287 »*
Proj. Flügel-Areal	*0,236 «*
Neigung der Erzeug.	*1 : 8*

Fig. 3.

Die Schubkonstante c_1 ist also nur abhängig vom Slip s_n und als eine Funktion in den Diagrammen eingetragen. Ein gleiches ist mit der Momentenkonstanten

$$c_2 = \frac{M}{D^2 H^3 n^2}$$

geschehen, welche, wie in folgendem gezeigt werden soll, nach dem Ähnlichkeitsgesetz bei gleichem Slip ebenfalls für alle ähnlichen Propeller beliebiger Dimension gleich groß sein muß. Da nämlich nach obigem

$$\frac{S \cdot V_e}{2 \pi n M} = \eta_p \text{ und } V_e = n H (1 - s_n)$$

ist, so ergibt sich

$$\frac{S \cdot n H (1 - s_n)}{2 \pi n M} = \eta_p,$$

$$M = S \cdot \frac{H}{2 \pi} \cdot \frac{1 - s_n}{\eta_p}.$$

Nach dem Ähnlichkeitsgesetz liegt bei gleichem Slip s_n gleicher Wirkungsgrad η_p vor, daher ist $\frac{1 - s_n}{\eta_p}$ eine Konstante, also

$$M = c \cdot S \cdot \frac{H}{2 \pi},$$

$$S = c_1 \cdot n^2 D^2 H^2,$$

mithin

$$M = \left(\frac{c \cdot c_1}{2 \pi}\right) \cdot n^2 D^2 H^3 = c_2 \cdot n^2 D^2 H^3,$$

also $c_2 = \frac{M}{D^2 H^3 n^2}$ = Momentenkonstante für einen bestimmten Slip.

$$\text{Propellerwirkungsgrad } \eta_p = \frac{S \cdot V_e}{2 \pi \cdot n \cdot M}.$$

$$S = c_1 \cdot D^2 \cdot H^2 \cdot n^2,$$

$$M = c_2 \cdot D^2 \cdot H^3 \cdot n^2,$$

$$V_e = H \cdot n (1 - s_n),$$

$$\eta_p = \frac{c_1}{c_2} \cdot \frac{1 - s_n}{2 \pi} = \left(\frac{c_1}{c_2 \cdot 2 \pi}\right) \cdot (1 - s_n) = c_3 (1 - s_n).$$

c_3 = Wirkungsgradkonstante, die mit $(1 - s_n)$ multipliziert werden muß, um den jedesmaligen Wirkungsgrad selbst zu ergeben.

Die Versuchsresultate, nämlich die Schubkonstante

$$c_1 = \frac{S}{D^2 H^2 n^2},$$

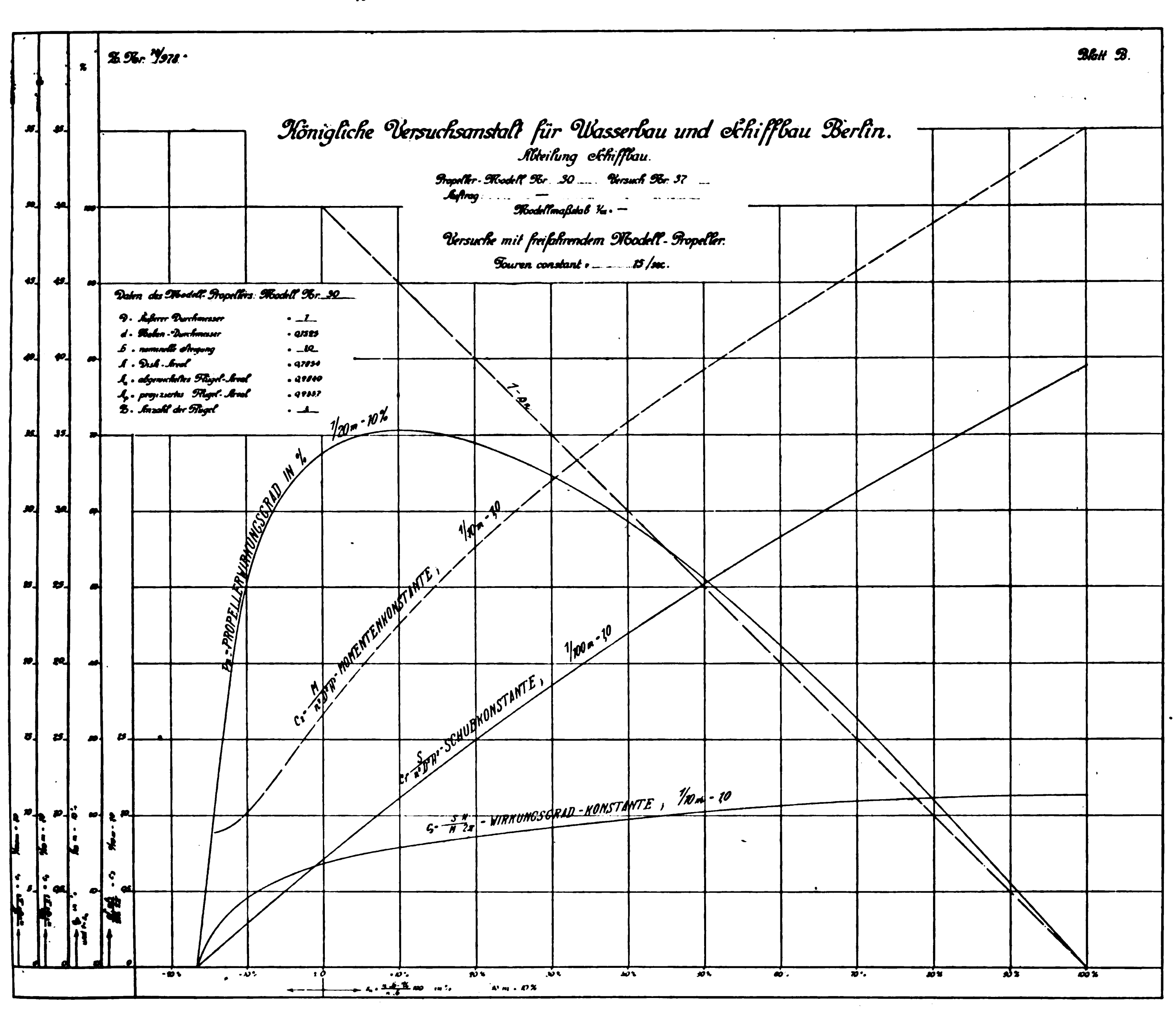


Fig. 4.

die Momentenkonstante

$$c_2 = \frac{M}{D^2 H^3 n^2}$$

und der Propellerwirkungsgrad

$$\eta_p = \frac{S \cdot V_e}{2 \pi n M}$$

werden, wie dies aus den Diagrammen der Fig. 4 zu ersehen, in Kurven als Funktion des nominellen Slips graphisch aufgetragen. Kennt man das Slipverhältnis, bei dem ein dem untersuchten Modellpropeller genau ähnlicher Schiffspropeller beliebiger Dimension arbeitet, so ist sein Wirkungsgrad n_p aus den Diagrammen ohne weiteres zu entnehmen. Der nutzbare Propellerschub in kg ergibt sich aus der Konstanten c_1 bei dem betreffenden Slip zu

$$S = c_1 \cdot D^2 \cdot H^2 \cdot n^2.$$

Das erforderliche Drehmoment in mkg aus der Konstanten c_2 zu

$$M = c_2 \cdot D^2 \cdot H^3 \cdot n^2.$$

Die Fortschrittsgeschwindigkeit des Propellers in m/sec:

$$V_e = n H (1 - s_n).$$

Nutzbare Propellerschubpferdestärken:

$$SPS = \frac{S \cdot V_e}{75}.$$

Abgebremste Wellenpferdestärken:

$$WPS = \frac{2 n M}{75}.$$

Der reine Propellerwirkungsgrad muß wieder sein:

$$\eta_p = \frac{SPS}{WPS}.$$

Von diesem so definierten reinen Propellerwirkungsgrad η_p ist, beim Arbeiten des Propellers hinter dem Schiff der sog. Gesamtwirkungsgrad der Propulsion

$$\eta = \frac{EPS}{WPS}.$$

zu unterscheiden, d. h. das Verhältnis der effektiven Schlepppferdestärken EPS, die zur Überwindung des reinen Widerstandes W des Schiffes erforderlich sind, zu den abgebremsten Wellenpferdestärken der Maschine.

$$EPS = \frac{W \cdot V_m}{75}.$$

W = Schiffswiderstand des Schiffes (ohne Schrauben) in kg bei der (Schlepp-) Geschwindigkeit V_m in m/sec.

Zur Überwindung des Schiffswiderstandes W müssen die Propeller einen Gesamtschub S ausüben, der um den Betrag des Soges größer als der erstere ist.

$$S(1 - t) = W,$$

$$S = \frac{W}{1 - t},$$

t = Sogziffer.

Der Gütegrad der Sogbeeinflussung ist durch das Verhältnis

$$\frac{W}{S} = 1 - t = \eta_t$$

gekennzeichnet.

Die Propeller arbeiten hinter dem Schiff bei einer Wasserzuflußgeschwindigkeit V_e, die infolge des Nachstromes kleiner als die Schiffsgeschwindigkeit ist und mit dieser in folgender Beziehung steht:

$$V_e = V_m (1 - w),$$

V_m = Schiffsgeschwindigkeit in m/sec,

w = Nachstromziffer.

Die effektiven Propellerschubpferdestärken betragen daher

$$SPS = \frac{S \cdot V_e}{75},$$

während sie für den gleichen Schub ohne Vorhandensein des Nachstromes $\frac{S \cdot V_m}{75}$ wären.

Mithin ist die Wirkung des Nachstromes durch das Verhältnis

$$\frac{V_m}{V_e} = \frac{1}{1 - w} = \eta_w$$

gekennzeichnet.

Der reine Propellerwirkungsgrad η_p schließlich ist gleich dem Verhältnis der effektiven Propellerschubpferdestärken SPS zu den abgebremsten Wellenpferdestärken WPS

$$\eta_p = \frac{SPS}{WPS}.$$

Folglich ist der Gesamtwirkungsgrad der Propulsion η gleich dem Produkt der drei einzelnen Faktoren:

1. $\eta_p = \frac{SPS}{WPS}$ = reiner Propellerwirkungsgrad,
2. $\eta_t = \frac{W}{S} = 1 - t$ = Einflußgrad des Propellersoges,
3. $\eta_w = \frac{V_m}{V_e} = \frac{1}{1 - w}$ = Einflußgrad des Nachstromes.

Mithin

$$\eta = \eta_p \cdot \eta_t \cdot \eta_w = \frac{SPS}{WPS} \cdot \frac{W}{S} \cdot \frac{V_m}{V_e} = \eta_p \cdot \frac{1 - t}{1 - w}.$$

Hierin ist durch das Produkt

$$\eta_t \cdot \eta_w = \frac{W}{S} \cdot \frac{V_m}{V_e} = \frac{1 - t}{1 - w} = \eta_s$$

der Einflußgrad von Sog und Nachstrom auf den Gesamtwirkungsgrad der Propulsion η gekennzeichnet. Die Werte von η_s geben einen Maßstab für die Zweckmäßigkeit der gewählten Schiffsform, soweit ein günstiges Arbeiten der Propeller in Frage kommt.

Der Gesamtwirkungsgrad der Propulsion η selbst ist, wie nochmals hervorgehoben werden soll, gleich dem Verhältnis der effektiven Schleppferdestärken EPS zu den abgebremsten Wellenpferdestärken WPS:

$$\eta = \frac{EPS}{WPS},$$

was auch aus obiger Analyse hervorgeht;

$$\eta = \frac{SPS}{WPS} \cdot \frac{W}{S} \cdot \frac{V_m}{V_e},$$

$$SPS = \frac{S \cdot V_e}{75},$$

$$\eta = \frac{S \cdot V_e}{75} \cdot \frac{1}{WPS} \cdot \frac{W}{S} \cdot \frac{V_m}{V_e},$$

$$\eta = \frac{W \cdot V_m}{75} \cdot \frac{1}{WPS},$$

$$\frac{W \cdot V_m}{75} = EPS,$$

$$\therefore \eta = \frac{EPS}{WPS}.$$

C. Diagramme der Versuchsergebnisse.

Die aus den systematischen Propellerversuchen der Serie A nach obiger Auswertungsmethode unmittelbar festgestellten Resultate sind in den Diagrammen Fig. 5 bis 9 in Form der von den absoluten Abmessungen der Propeller unabhängigen Schubkonstanten

$$c_1 = \frac{S}{n^2 D^2 H^2}$$

und Momentenkonstanten

$$c_2 = \frac{M}{n^2 D^2 H^3}$$

sowie der zugehörigen Wirkungsgrade η_p als Funktion des nominellen Slips s_n gruppenweise für die gleichen Flächenverhältnisse $A_p/A = 25$, 30, 40, 50 und 60% bei den verschiedenen Steigungsverhältnissen $H/D = 0{,}6$, 0,8, 1,0 und 1,2 graphisch aufgetragen. Es geht daraus folgendes hervor:

Die Werte von c_1 und c_2 nehmen mit zunehmendem s_n ebenfalls zu und erreichen bei Slip gleich 100%, welcher dem Standversuch entspricht, ihr Maximum.

Die Werte $c_1 = 0$, die gleichbedeutend mit Schub gleich Null sind, werden nicht bei $s_n = 0$, sondern bereits bei ganz bedeutenden negativen Slips erreicht, was darauf schließen läßt, daß bei den vorliegenden Propellern die wirksame Steigung wesentlich größer als die nominelle gewesen ist, und zwar tritt dies um so mehr in die Erscheinung, je kleiner bei der durchweg gleich groß eingehaltenen maximalen Querschnittsdicke der Flügel bei gleichen Flächenverhältnissen die Steigungsverhältnisse und je kleiner bei gleichen Steigungsverhältnissen die Flächenverhältnisse waren.

Bei $c_1 = 0$ oder Schub gleich Null haben die c_2-Werte und Momente schon einen bestimmten Betrag, entsprechend der Drehkraft, welche erforderlich ist, um den Propeller ohne Schubwirkung nur unter Überwindung seines Eigenwiderstandes durch das Wasser zu bewegen.

Die c_1-Werte ebenso wie die c_2-Werte sind durchweg bei gleichem nominellen Slip s_n um so größer, je kleiner die Steigungsverhältnisse H/D waren.

Die Werte von c_1 und c_2 sind bei höheren Slips bis zu $s_n = 100\%$ bei gleichen nominellen Slips um so größer, je größer die Flächenverhältnisse waren, wogegen bei kleineren s_n, von einem bestimmten Slip abwärts, das Umgekehrte vorlag.

Die Propellerwirkungsgrade η_p weisen naturgemäß bei $c_1 = 0$ den Wert Null auf, da hierbei trotz der hohen Fahrtgeschwindigkeit kein nutzbarer Schub erzeugt wird, und kommen bei $s_n = 100\%$ (Standprobe) wieder auf Null zurück, da bei diesem trotz des ausgeübten größten Schubes keine Fahrtgeschwindigkeit vorliegt.

Das Maximum der Propellerwirkungsgrade η_p wird sowohl bei den einzelnen Gruppen mit gleichem Flächenverhältnis, aber verschiedenen Steigungsverhältnissen als auch bei den Gruppen von gleichem Steigungsverhältnis, aber verschiedenen Flächenverhältnissen, fast durchweg bei verschiedenen nominellen Slips erreicht. Eine allgemein gültige Gesetzmäßigkeit läßt sich hierfür nur schwer angeben. Während

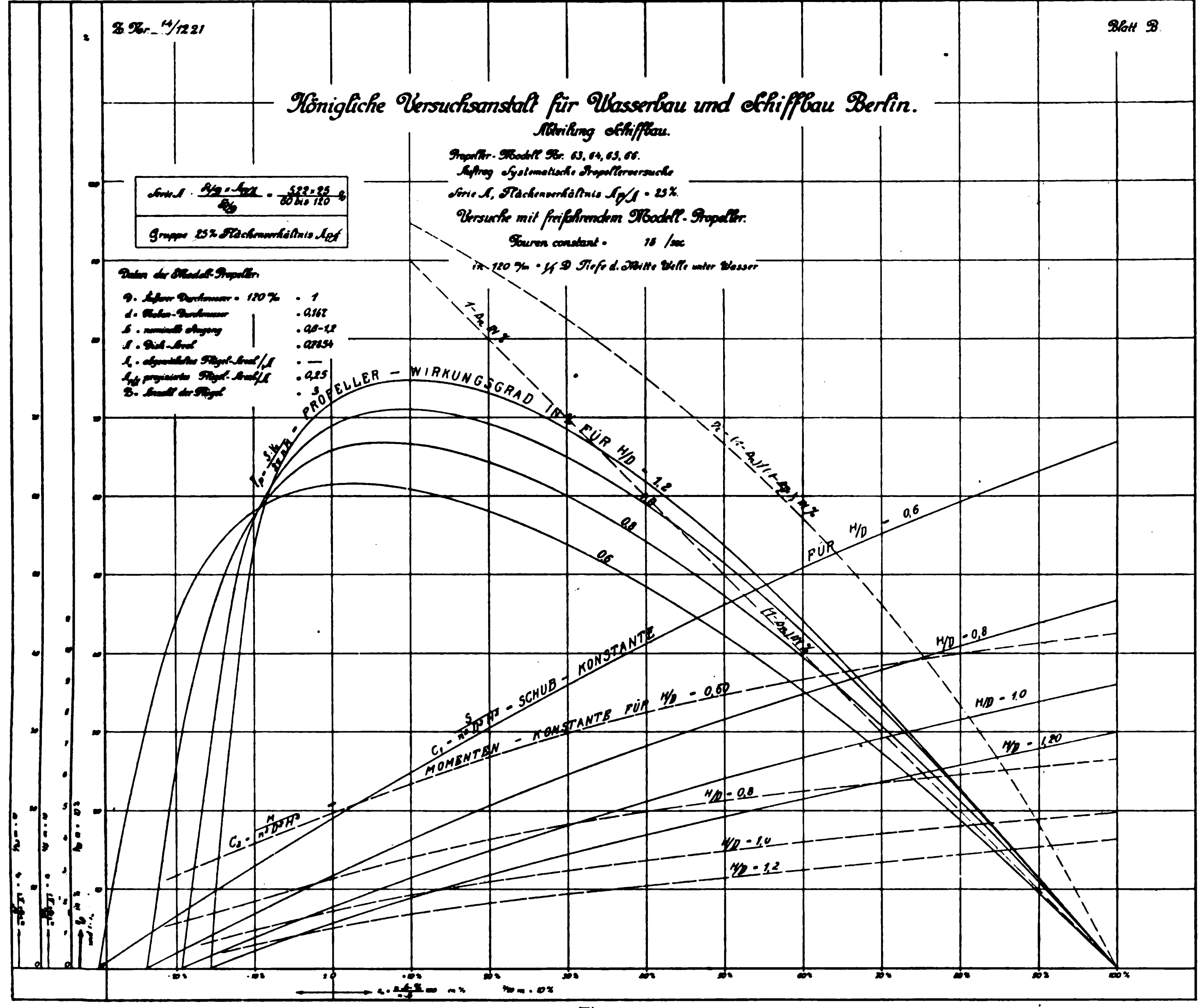


Fig. 5.

bei den einzelnen Gruppen mit kleinerem A_p/A und verschiedenem H/D der Slip für die maximalen Wirkungsgrade um so größer ist, je höher die Steigungsverhältnisse sind, scheint für die größeren A_p/A, wenn auch in geringerem Grade, das Umgekehrte der Fall zu sein. Bei den einzelnen Gruppen mit gleichem H/D aber verschiedenen A_p/A dagegen ist der nominelle Slip s_n für die maximalen Wirkungsgrade durchweg um so größer, je größer die Flächenverhältnisse sind.

Die Maximalwerte von η_p erreichen bei gleichen Flächenverhältnissen durchweg, und zwar in starkem Grade, einen um so größeren Wert, je höher die Steigungsverhältnisse sind, und bei gleichen Steigungsverhältnissen, allerdings in wesentlich geringerem Maße, einen um so höheren, je kleiner die Flächenverhältnisse sind.

Bei den höheren Slipverhältnissen überschreiten die Propellerwirkungsgrade zum Teil die Werte von $(1 - s_n)$, erreichen, dagegen nicht die der sog. idealen

$$\eta_i = \frac{1 - s_n}{1 - {}^1/_2\, s_n}.$$

Zu letzterem wäre kurz folgendes zu bemerken:
Es ist der Wirkungsgrad

$$\eta_p = \frac{S \cdot V_e}{2\pi n M}.$$

Macht man die vielfach übliche (fälschliche) Annahme, daß die Beziehung von Drehkraft M am Radius 1 zum Propellerschub S bei hohem Slip, d. h. großem Zustromwinkel des Wassers zur Ebene des Flügelblattes, unter Vernachlässigung des Eigenwiderstandes des letzteren, durch einfache Kräftezerlegung annähernd mit dem Verhältnis $\frac{H}{2\pi}$ eingesetzt werden darf, so würde sein:

$$\eta_p = \frac{V_e}{2\pi n} \cdot \frac{2\pi}{H} = \frac{V_e}{n \cdot H},$$

$$V_e = n H (1 - s_n),$$

$$\eta_p = 1 - s_n.$$

Die Ableitung für den Wirkungsgrad η_i eines idealen Propellers kann unter alleiniger Berücksichtigung des Slipverlustes folgendermaßen vorgenommen werden:

Der Schub, welchen ein solcher Propeller ausüben würde, ist gleich der Masse M des bewegten Wassers, multipliziert mit der Geschwindigkeitsänderung dV an derselben.

$S = M \cdot dV$,
S = Propellerschub in kg,
M = Masse des bewegten (durchfließenden) Wassers $= \frac{\gamma}{g} \cdot A \cdot V_a$.

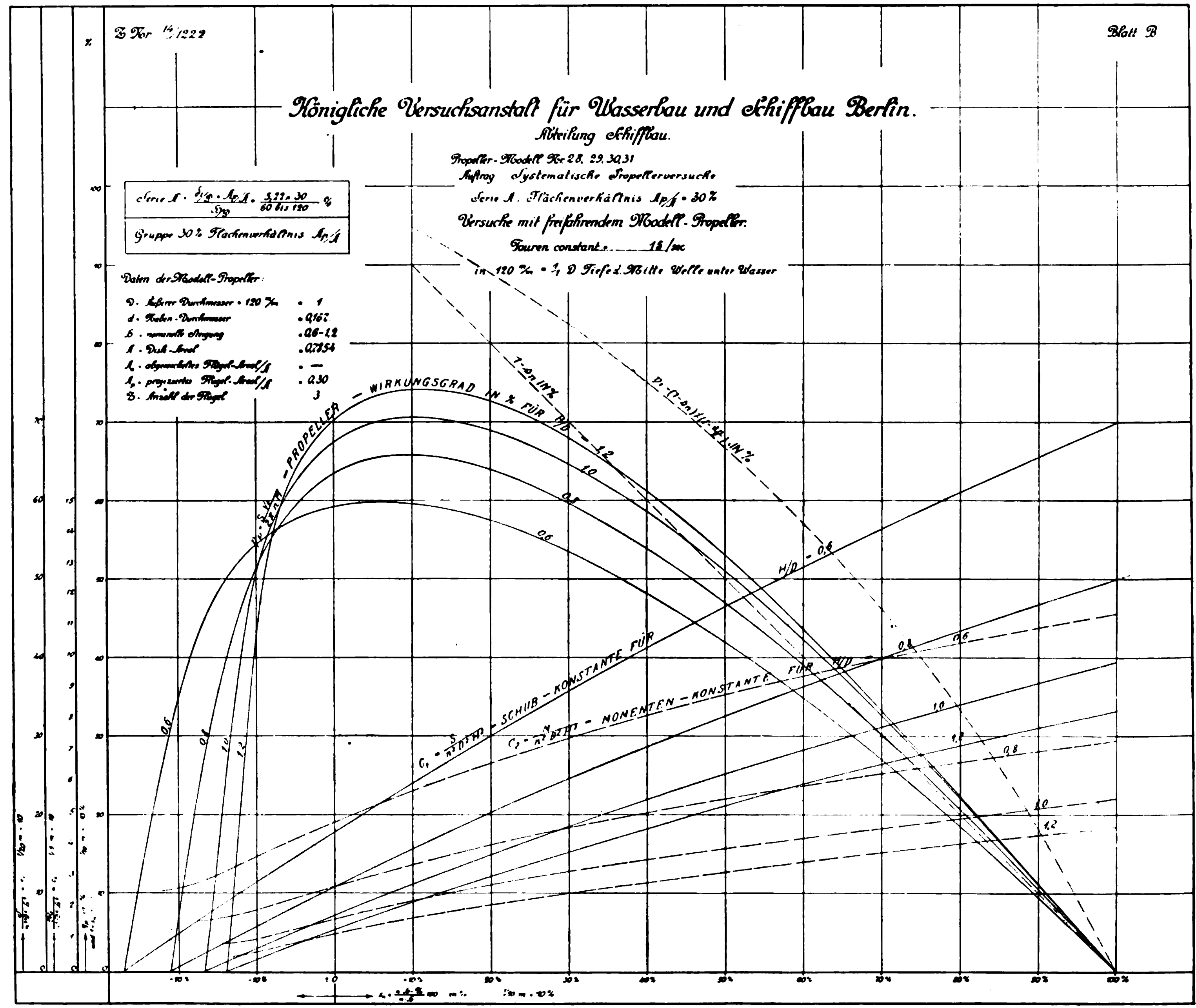


Fig. 6.

γ = spezifisches Gewicht des Wassers = 1000,
g = Erdbeschleunigung pro Sek. = 9,81,
A = Diskareal der Schraubenfläche = $\frac{D^2 \pi}{4}$ in qm,
D = Propellerdurchmesser in m,
V_a = nominelle Austrittsgeschwindigkeit des Wassers aus dem Propeller in m/sec,
$dV = V_a - V_e$,
V_e = nominelle Zuflußgeschwindigkeit des Wassers in den Propeller in m/sec gleich der Geschwindigkeit eines frei ohne Schiff fahrenden Propellers = Schiffsgeschwindigkeit vermindert um den Nachstrom.

Nutzbare Schubarbeit des Propellers

$$S \cdot V_e = \frac{\gamma A \cdot V_a}{g} \cdot (V_a - V_e) \cdot V_e .$$

Durch Beschleunigung des durchfließenden Wassers verlorene Arbeit:

$$\frac{M}{2} \cdot dV^2 = \frac{\gamma A}{g} \cdot V_a \cdot \frac{(V_a - V_e)^2}{2} .$$

Aufgewandte Arbeit in Summe:

$$\frac{\gamma A \cdot V_a}{g} (V_a - V_e) \cdot V_e + \gamma \cdot \frac{A \cdot V_a}{g} \frac{(V_a - V_e)^2}{2} .$$

Idealer Propellerwirkungsgrad:

$$\eta_i = \frac{\frac{\gamma \cdot A \cdot V_a}{g} (V_a - V_e) \cdot V_e}{\frac{\gamma A \cdot V_a}{g} (V_a - V_e) V_e + \frac{\gamma A \cdot V_a}{g} \frac{(V_a - V_e)^2}{2}} ,$$

$$\eta_i = \frac{2 V_e}{2 V_e + (V_a - V_e)} = \frac{2 \cdot V_e}{V_e + V_a} ,$$

$$\eta_i = \frac{2 \cdot V_e}{V_e + V_a} .$$

V_a muß immer größer als V_e sein, wenn positiver Schub erzeugt werden soll. Je geringer V_a, die Austrittsgeschwindigkeit des Wassers, desto besser der Wirkungsgrad. Ist V_a recht klein und annähernd gleich V_e, so nähert sich der ideale Wirkungsgrad

$$\eta_i = \frac{2 \cdot V_e}{V_e + (V_e + d V_e)}$$

dem Werte 1.

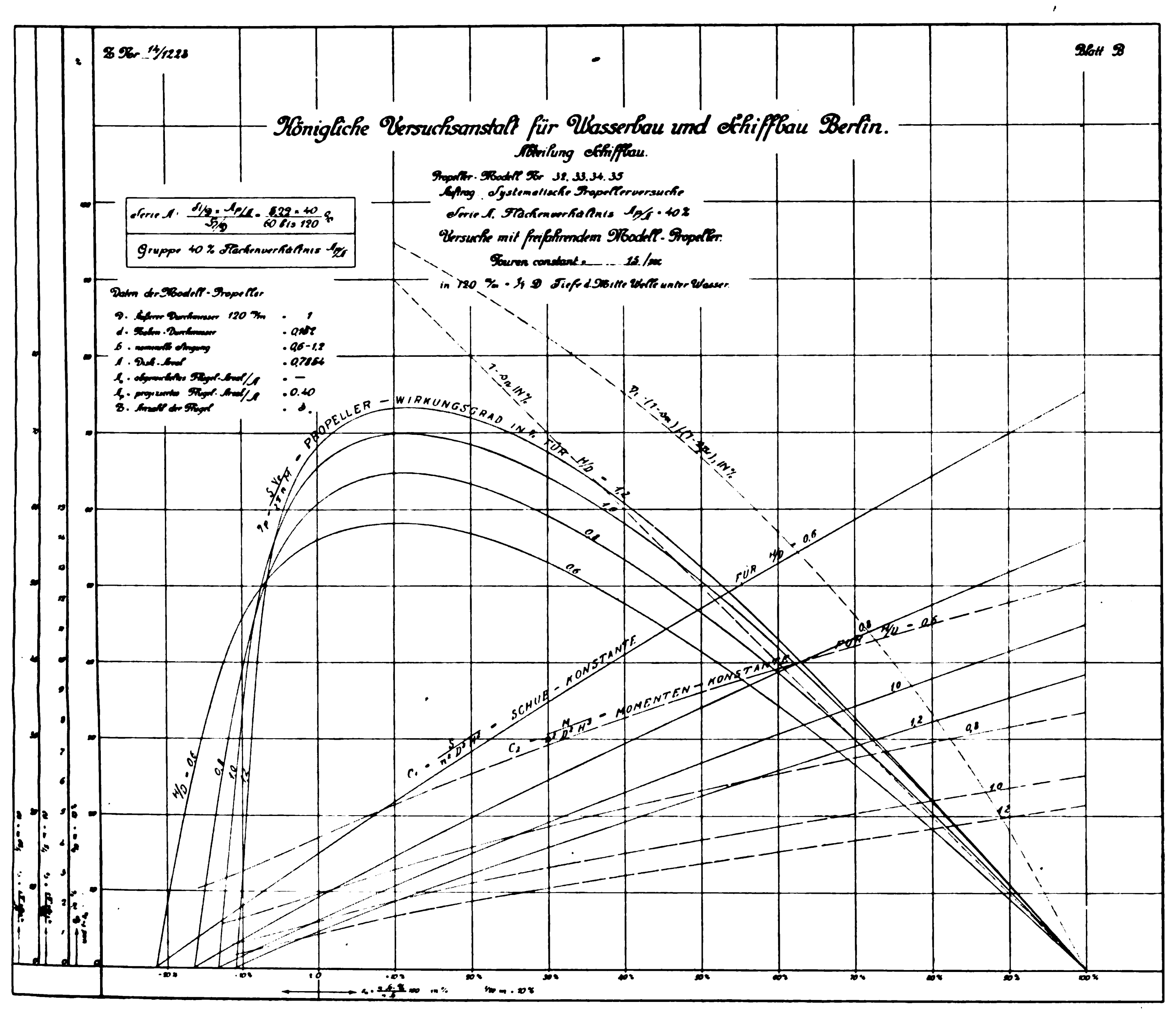


Fig. 7.

In diesem Falle wird aber auch nur ein unendlich kleiner nutzbarer Schub erzeugt. Es kommt jedoch darauf an, einen bestimmten verlangten Schub bei einem noch günstigen Wirkungsgrad zu erzielen.

$$S = \frac{\gamma A \cdot V_a}{g}(V_a - V_e),$$

$$V_a(V_a - V_e) = \frac{S \cdot g}{\gamma \cdot A},$$

$$V_a^2 - V_a \cdot V_e = \frac{S \cdot g}{\gamma \cdot A},$$

$$V_a = + \frac{V_e}{2} \pm \sqrt{\frac{V_e^2}{4} + \frac{S \cdot g}{\gamma \cdot A}}.$$

Die negative Wurzel ergibt für V_a einen negativen Wert, ist daher unbrauchbar.

$$\therefore V_a = \frac{V_e}{2} + \sqrt{\frac{V_e^2}{4} + \frac{S \cdot g}{\gamma \cdot A}}.$$

$$\eta_i = \frac{2 V_e}{V_e + V_a} = \frac{2 V_e}{V_e + \frac{V_e}{2} + \sqrt{\frac{V_e^2}{4} + \frac{S \cdot g}{\gamma \cdot A}}},$$

$$\eta_i = \frac{4 V_e}{3 V_e + \sqrt{V_e^2 + \frac{4 \cdot S \cdot g}{\gamma \cdot A}}},$$

$$\eta_i = \frac{4}{3 + \sqrt{\frac{4 S \cdot g}{\gamma \cdot A \cdot V_e^2} + 1}} = \text{idealer Wirkungsgrad.}$$

Letzterer ist hiernach eine Funktion von $\frac{S}{A \cdot V_e^2}$ oder für A den Wert von $D^2 \cdot \frac{\pi}{4}$ (D = Propellerdurchmesser in m) eingeführt, eine solche von $\frac{S}{D^2 \cdot V_e^2}$, da alle übrigen Größen Konstante sind.

Wie oben abgeleitet, war der ideale Propellerwirkungsgrad auch gleich

$$\eta_i = \frac{2 V_e}{V_e + V_a}.$$

Macht man die Annahme, daß die wirksame Propellersteigung H_w gleich der nominellen H_n, d. h. der mathematischen Propellerdruckseite ist, so ist

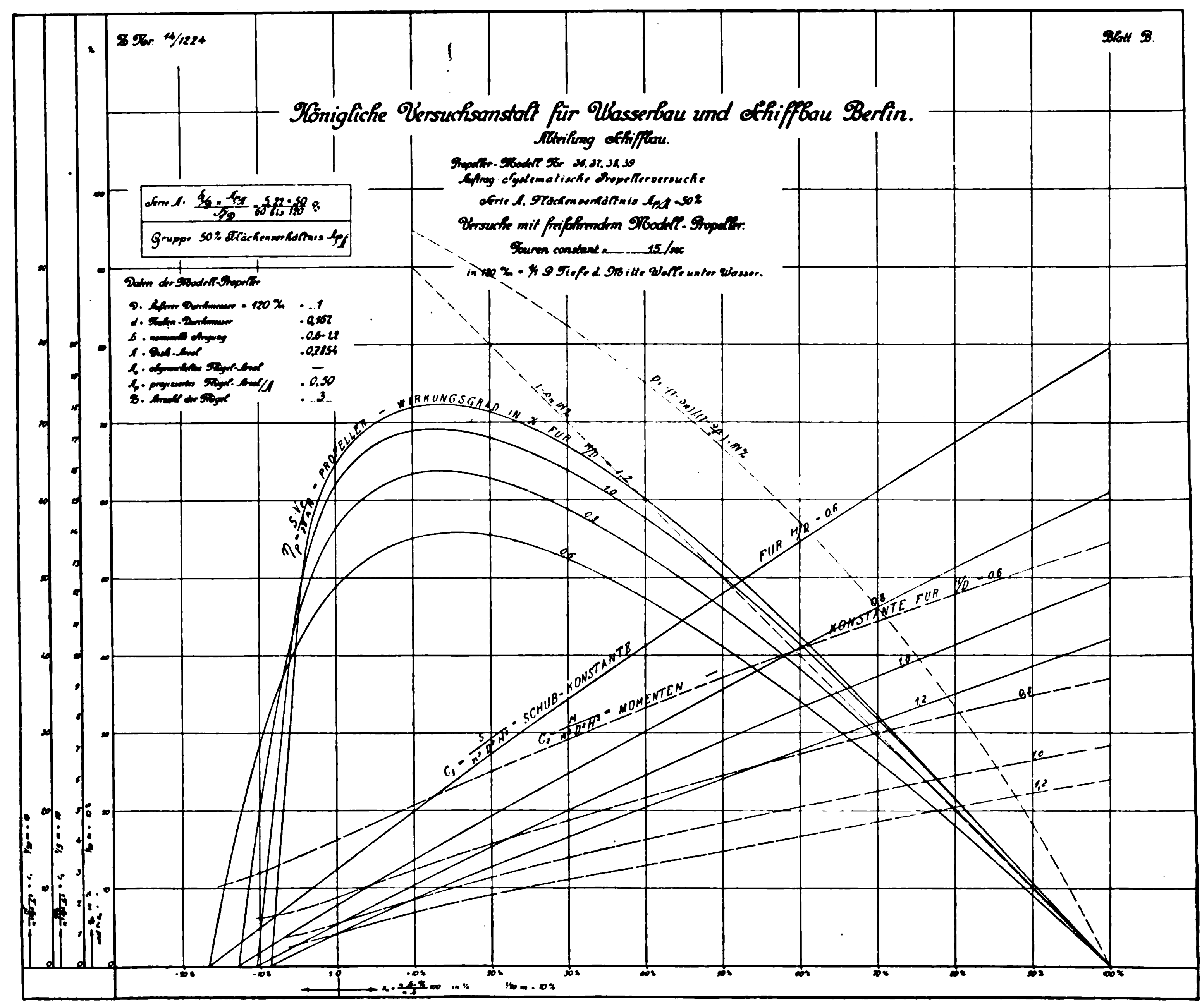


Fig. 8.

$$V_a = n \cdot H_n,$$
$$V_e = V_a (1 - s_n),$$
$$s_n = \text{nomineller Slip},$$
$$\eta_i = \frac{2 V_a (1 - s_n)}{V_a (1 - s_n) + V_a} = \frac{2 (1 - s_n)}{1 - s_n + 1},$$
$$\cdot/\cdot \; \eta_p = \frac{1 - s_n}{1 - \frac{s_n}{2}} = \eta_i = \text{idealer Wirkungsgrad.}$$

Letzterer ist hiernach auch eine Funktion des nominellen Slips und als solche in den Versuchsdiagrammen Fig. 5 bis 9 neben der $1 - s_n$-Linie aufgetragen. Wie daraus zu ersehen, überschreiten die versuchstechnisch ermittelten Propellerwirkungsgrade η_p bei hohen Slipverhältnissen zum Teil die $1 - s_n$-Linie, erreichen naturgemäß nicht die Kurve des idealen Wirkungsgrades η_i, passen sich dieser aber ziemlich harmonisch an.

D. Auswertung der systematischen Propellerversuche Serie A für Standproben.

Wenn man auch den in der Praxis vielfach üblichen sog. Pfahl- oder Standproben nur einen beschränkten Wert zusprechen darf, so liefern sie doch für Schlepper, die unter hohen Belastungsgraden, d. h. bei kleinen Geschwindigkeiten mit großen Trossenzügen fahren sollen, einen relativen Maßstab zur Beurteilung des Gütegrades der Schrauben[1]). Aus diesem Grunde ist in folgendem zunächst eine Auswertung der systematischen Propellerversuche Serie A für Standproben vorgenommen worden. Um Trugschlüssen vorzubeugen, die aus den Ergebnissen der Standversuche gezogen werden könnten, mag gleich vorweg die noch später zu erörternde Tatsache angeführt werden, daß, nach den Resultaten der Modellpropellerversuche zu urteilen, gerade diejenigen Propeller, welche bei den Pfahlproben und daher auch bis zu einer gewissen Grenze bei Schleppfahrten die günstigsten Ergebnisse aufweisen, sich für das freifahrende, d. h. ohne Trossenzug belastete und mit höherer Geschwindigkeit fahrende Schiff als die unvorteilhafteren herausstellen werden, so daß man bei der Wahl von Schrauben für Schlepper, die nicht nur im schleppenden Zustande, sondern auch freifahrend ohne Belastung durch den Trossenzug einen den Umständen entsprechenden guten Wirkungsgrad aufweisen sollen, einen Kompromiß zwischen beiden auseinanderstrebenden Anforderungen zu schließen genötigt sein wird.[1])

[1]) Ein Gleiches gilt bei Flugzeugen, insbesondere Wasserflugzeugen, für die Periode der Anfahrt.

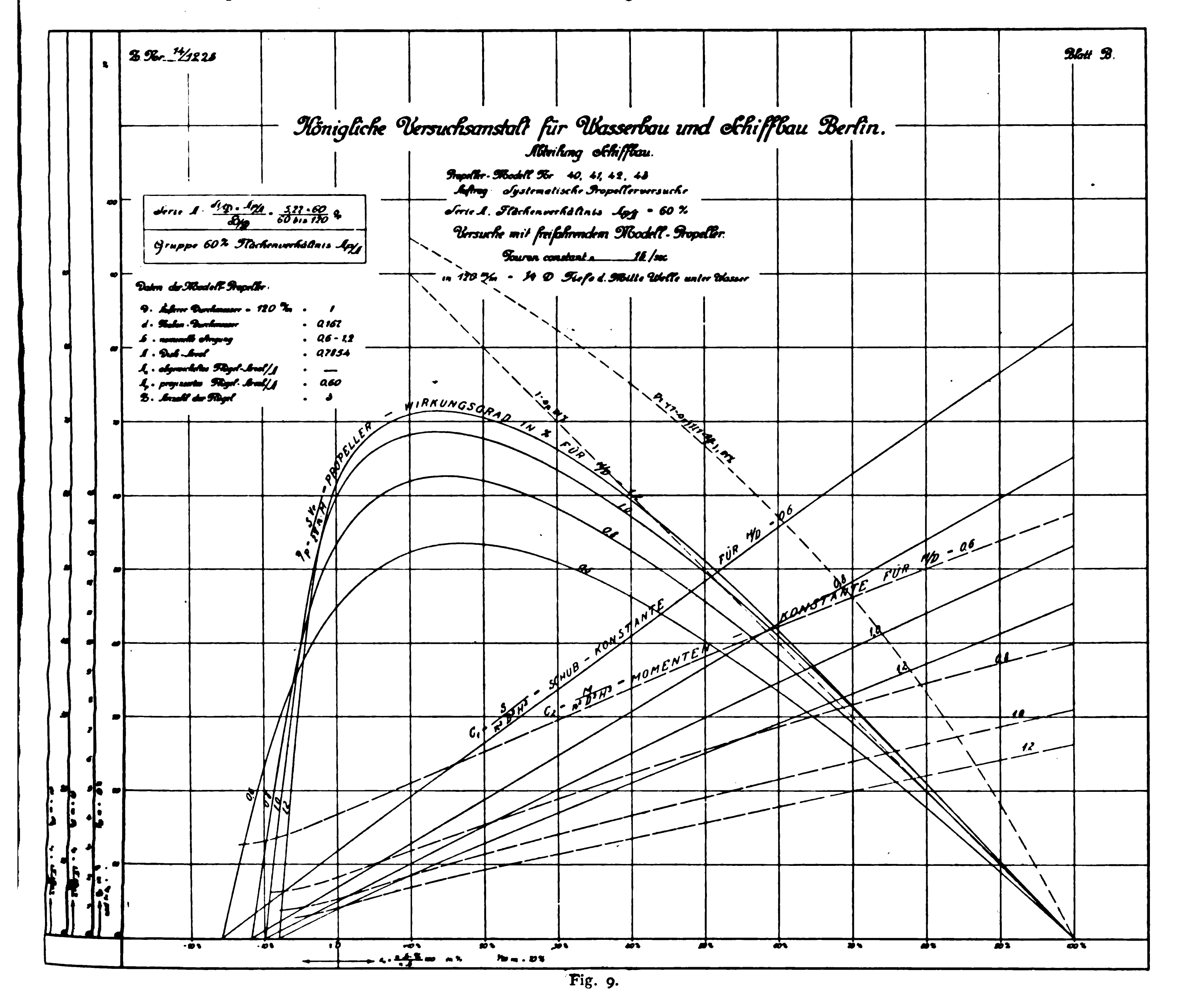


Fig. 9.

In den Diagrammen Fig. 10 bis 14 sind die aus den Diagrammen Fig. 5 bis 9 für Standproben ermittelten Resultate der fünf verschiedenen Propellergruppen der Serie A mit gleichen Flächenverhältnissen bei verschiedenen Steigungsverhältnissen in Form des sog. Propellergütegrades $S \cdot/\cdot WPS$ sowie der Tourenzahlkonstanten $C_n = n \cdot D$ als Funktion des Durchmesserbelastungsgrades $\frac{\sqrt{S}}{D}$ zusammengestellt.

Bei der Stand- oder Pfahlprobe (100% Slip) ist für die Tourenzahl n pro Sekunde eines bestimmten Propellermodells der Schub in kg:

$$S = c_1 \cdot n^2 D^2 H^2$$

und das Drehmoment in mkg:

$$M = c_2 \cdot n^2 D^2 H^3,$$

mithin die abgebremste Wellenpferdestärke

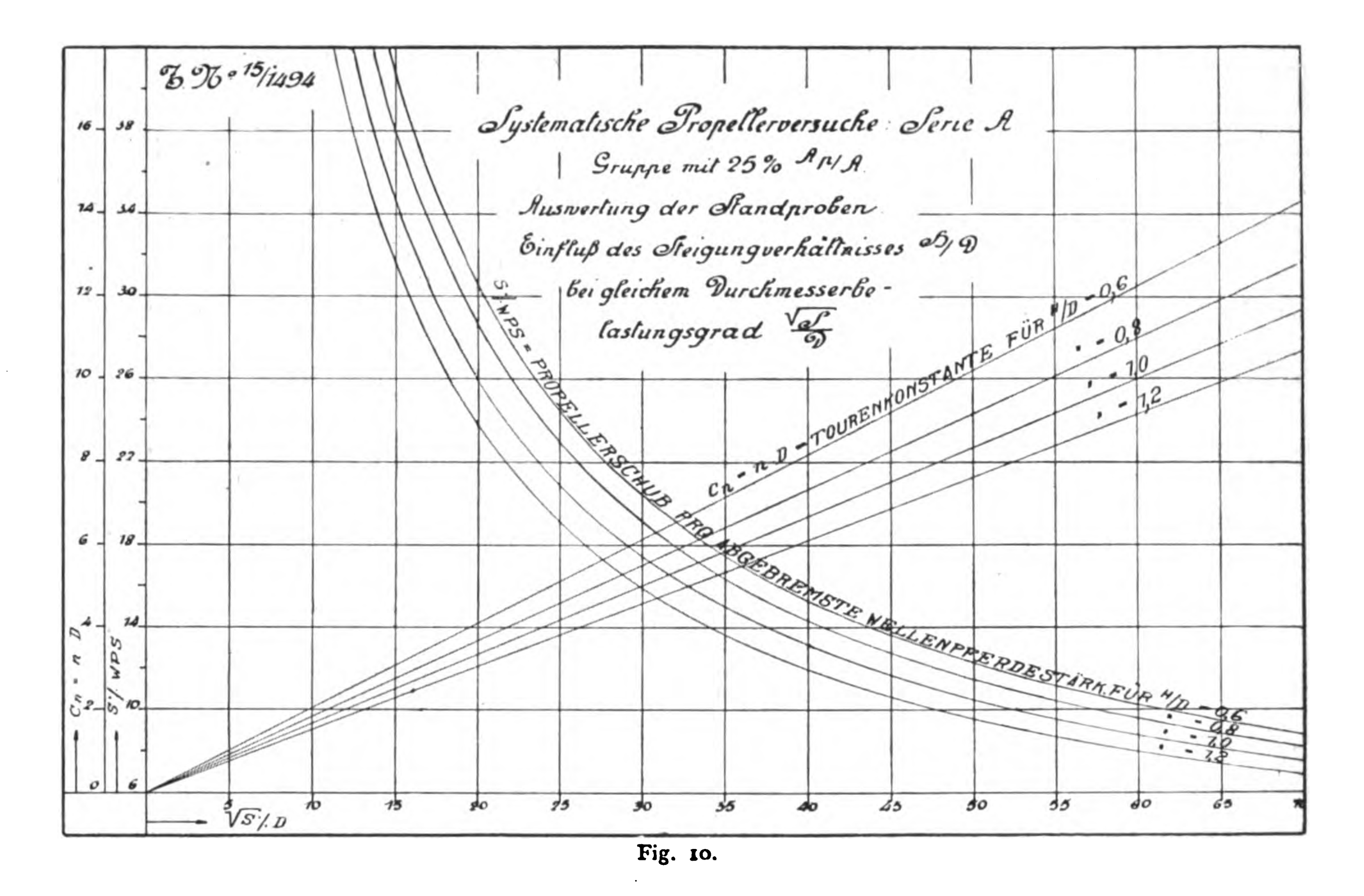


Fig. 10.

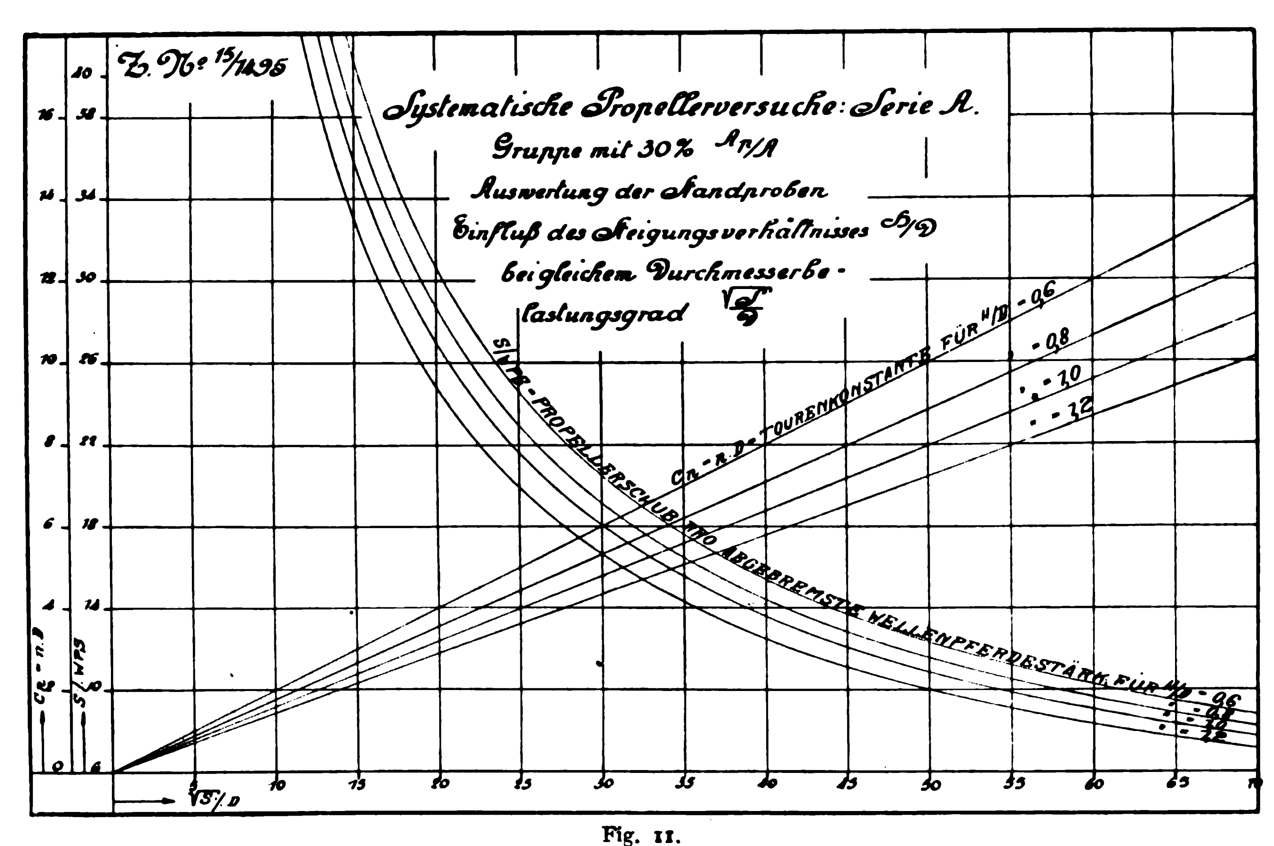


Fig. 11.

$$WPS = \frac{2\pi n M}{75} = \frac{2\pi}{75} \cdot c_2 n^3 \cdot D^2 \cdot H^3,$$

schließlich der Wert des Propellerschubes in kg pro abgebremste Wellenpferdestärke:

$$S \cdot / \cdot WPS = \frac{75}{2\pi} \cdot \frac{c_1}{c_2} \cdot \frac{1}{nH},$$

$$H/D = k = \text{Steigungsverhältnis},$$

$$H = k \cdot D,$$

folglich

$$S \cdot / \cdot WPS = \frac{75}{2\pi} \cdot \frac{c_1}{c_2} \cdot \frac{1}{k} \cdot \frac{1}{nD}.$$

Auf die abgeleitete Beziehung $S \cdot / \cdot WPS$-Propellerschub pro abgebremste Wellenpferdestärke ist in Anlehnung an die Praxis aus dem Grunde zurückgegriffen worden, weil dieselbe, und zwar in gewissen Grenzen nicht mit Unrecht, auch einen relativen Maßstab zur Beurteilung des Gütegrades von Schlepperschrauben liefern dürfte, die in der Regel unter hohen

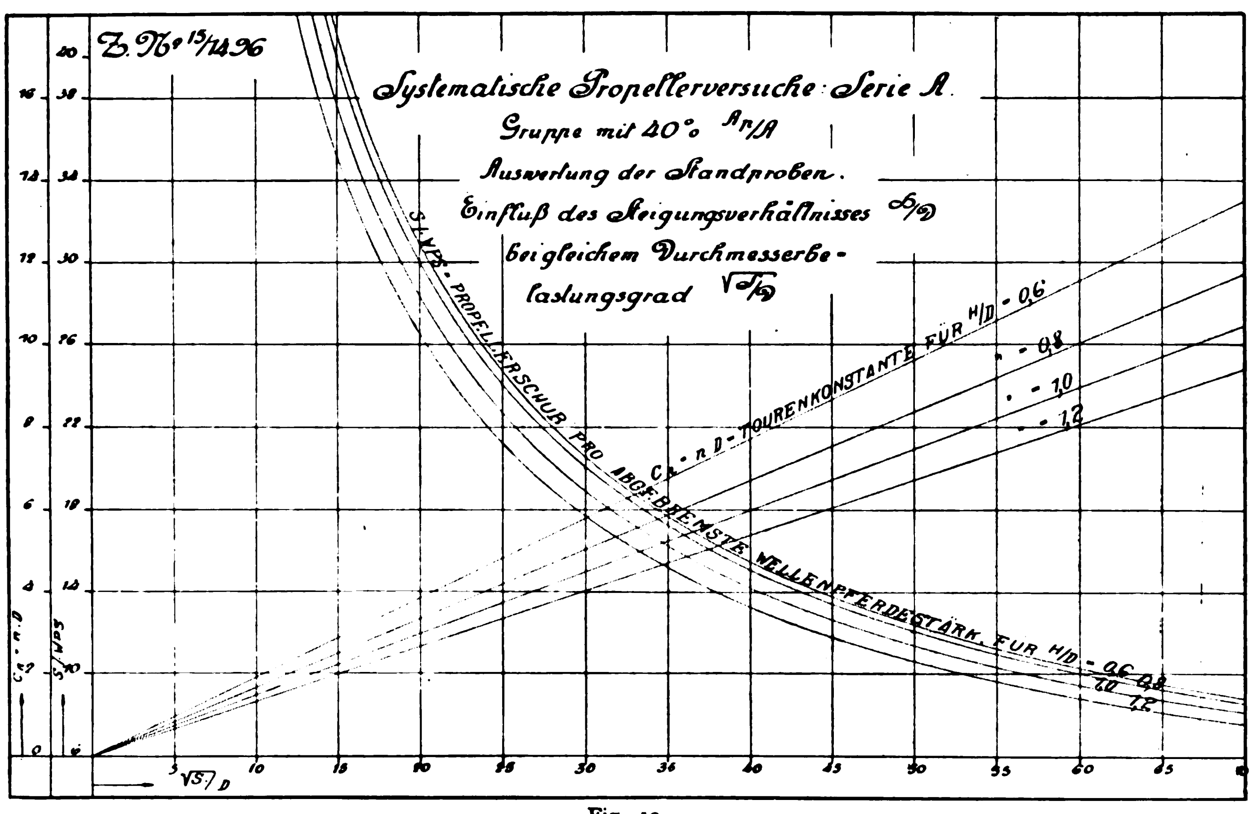


Fig. 12.

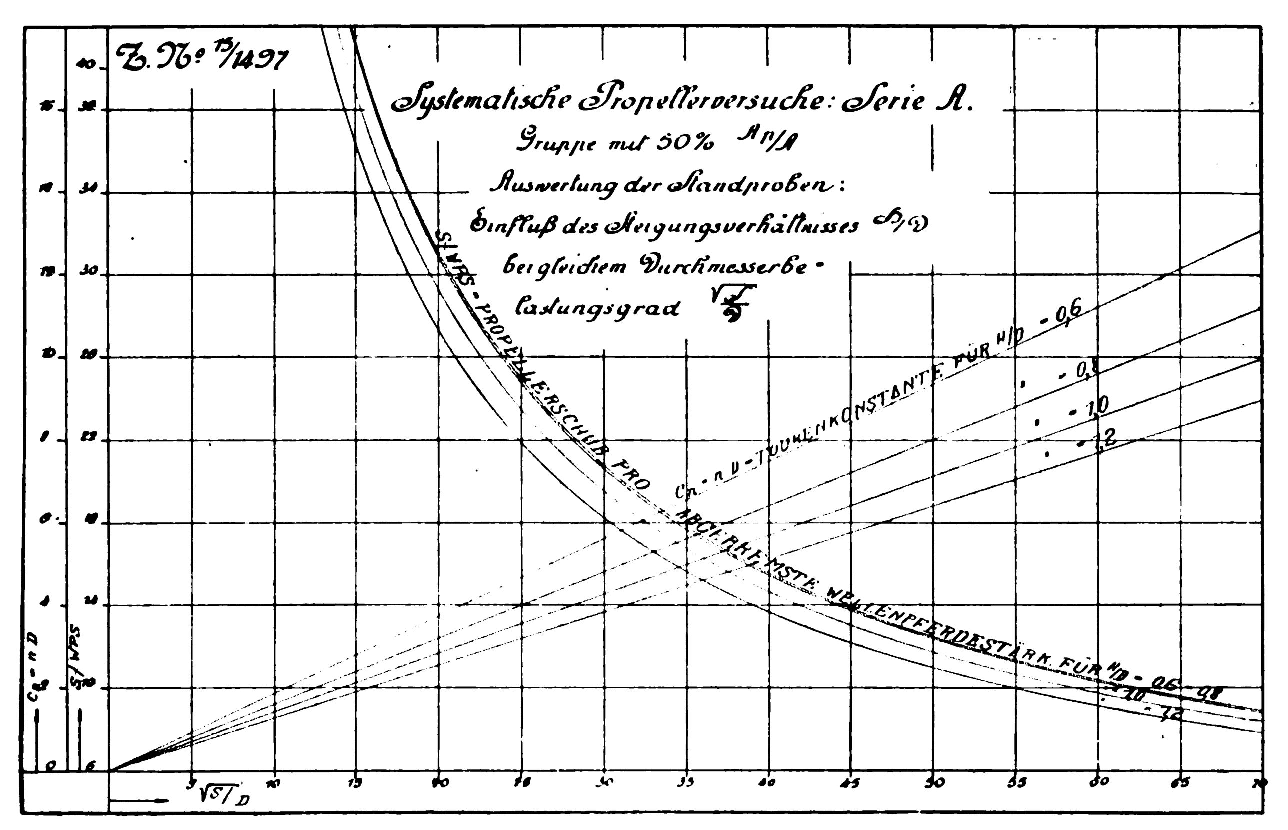


Fig. 13.

Slipverhältnissen (großen Belastungen durch den Trossenzug bei kleinen Schleppgeschwindigkeiten) arbeiten sollen.

Aus der obigen Gleichung läßt sich zunächst der Schluß ziehen, daß das Verhältnis $S \cdot / \cdot WPS$ um so größer sein wird, je kleiner das Produkt $n \cdot D$ ist, d. h. je kleiner bei gegebenem (beschränktem) Propellerdurchmesser D die Tourenzahl n und je kleiner bei gegebener Tourenzahl n der Durchmesser D gewählt ist. Damit aber ein bestimmtes Propellermodell den verlangten Schub S erzeugt, muß es infolge der Beziehungsgleichung

$$S = c_1 \cdot n^2 D^2 H^2$$

mit der Tourenzahl

$$n = \frac{\sqrt{S}}{\sqrt{c_1}} \cdot \frac{1}{D \cdot H}$$

arbeiten;

$$H = k \cdot D,$$

folglich

$$n = \frac{\sqrt{S}}{\sqrt{c_1}} \cdot \frac{1}{k} \cdot \frac{1}{D^2} \quad \text{oder} \quad n\,D = \frac{1}{k \cdot \sqrt{c_1}} \cdot \frac{\sqrt{S}}{D}.$$

selben steht, ist $S \cdot / \cdot WPS$ diesem umgekehrt proportional, so daß die Werte von C_n, als Funktion von $\frac{\sqrt{S}}{D}$ aufgetragen, eine von dem Koordinaten-Anfangspunkt ausgehende gerade Linie und die von $S \cdot / \cdot WPS$ eine Hyperbel ergeben. Soll demnach ein dem untersuchten Modellpropeller genau ähnlicher von bestimmtem Durchmesser in Stand den verlangten Schub S ausüben, so braucht man nur den Abszissenwert $\frac{\sqrt{S}}{D}$ zu ermitteln und kann aus den bei diesem liegenden Ordinatenwerten von $S \cdot / \cdot WPS$ und $C_n = n \cdot D$ sowohl die erforderlichen abgebremsten Wellenpferdestärken WPS als auch die zugehörige Tourenzahl n errechnen.

Zahlenbeispiel:

Gegeben: Propellerdurchmesser $D = 1{,}4$ m;

Verlangt: Propellerschub in Stand $S = 2000$ kg mit Propellermodell Nr. 30 von $H/D = 1$ und $A_p/A = 30\%$.

Gesucht: WPS und n.

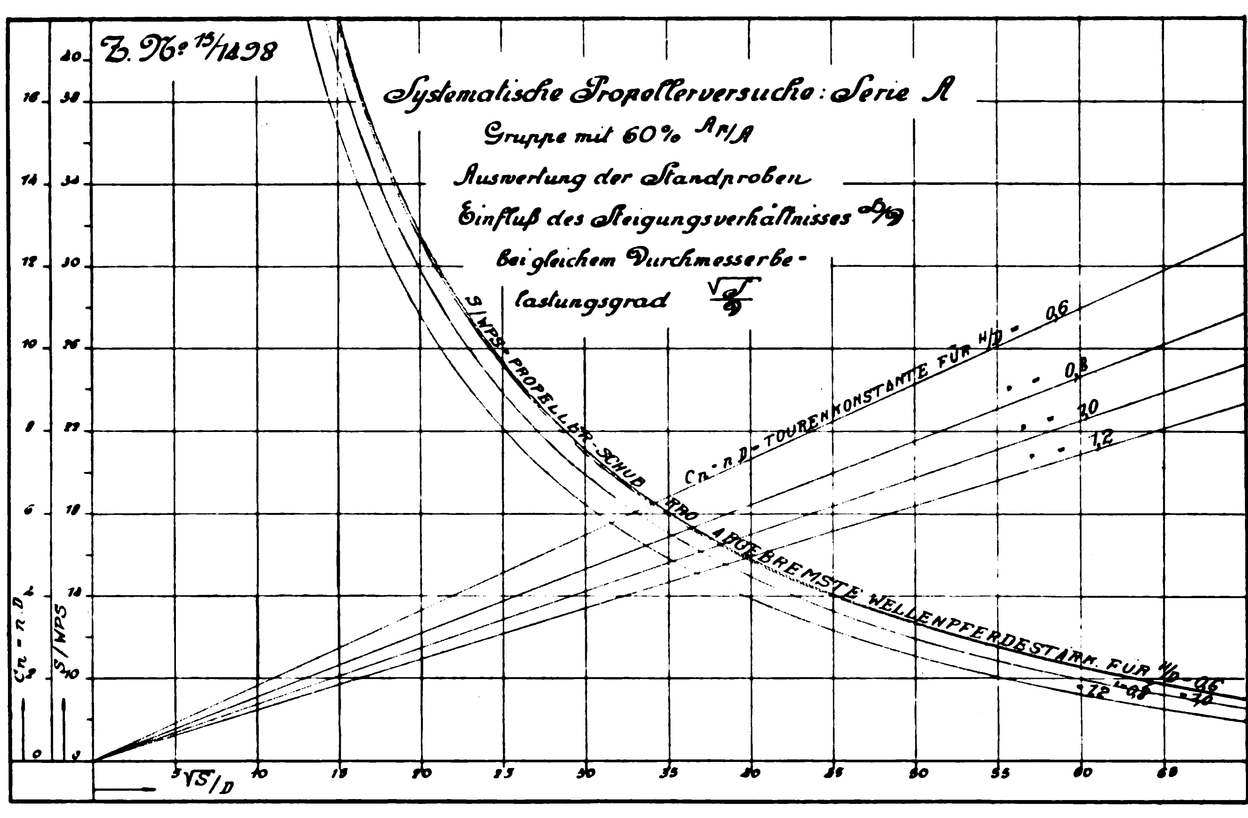


Fig. 14.

Setzt man diesen Wert von $n \cdot D$ in die oben abgeleitete Gleichung

$$S \cdot / \cdot WPS = \frac{75}{2\pi} \cdot \frac{1}{k} \cdot \frac{c_1}{c_2} \cdot \frac{1}{n\,D}$$

ein, so erhält man

$$S \cdot / \cdot WPS = \left(\frac{75}{2\pi} \cdot \frac{c_1^{3/2}}{c_2}\right) \cdot / \cdot \frac{\sqrt{S}}{D},$$

wobei die erforderliche Tourenkonstante, wie abgeleitet,

$$C_n = n \cdot D = \frac{1}{k} \cdot \frac{1}{\sqrt{c_1}} \cdot \frac{\sqrt{S}}{D}$$

sein muß.

Wie hieraus zu ersehen, ist bei einem vorliegenden bestimmten Propellermodell sowohl der sog. Gütegrad $S \cdot / \cdot WPS$ für die Standprobe als auch die Tourenzahlkonstante $C_n = nD$ eine einfache Funktion von dem Durchmesserbelastungsgrad $\frac{\sqrt{S}}{D}$. Während C_n in direktem linearen Verhältnis zu dem-

$$\frac{\sqrt{S}}{D} = \frac{\sqrt{2000}}{1{,}4} = 31{,}93,$$

hierfür bestimmen die Diagramme Fig. 11:

$$S \cdot / \cdot WPS = 17,$$

und

$$n\,D = 5,$$

folglich beträgt die abgebremste Wellenpferdeleistung

$$WPS = \frac{2000}{17} = 117{,}5$$

und die Propellertourenzahl

$$n = \frac{5}{1{,}4} = 3{,}57\,/\,\text{sec} = 214\,/\,\text{min}$$

Aus den Diagrammen Fig. 10 bis 14 lassen sich noch folgende Schlußfolgerungen ziehen:

Je größer der Durchmesserbelastungsgrad $\frac{\sqrt{S}}{D}$, d. h. bei gegebenem Propellerdurchmesser der verlangte Schub ist, desto größer ist naturgemäß die Tourenzahlkonstante nD (daher

auch die Tourenzahl *n* selbst) und desto kleiner ist der Propellergütegrad *S ·/· WPS*.

Bei gleichem Durchmesserbelastungsgrad ist die Tourenzahlkonstante und daher auch die Tourenzahl selbst für alle Gruppen von Flächenverhältnissen, wie leicht erklärlich, um so größer, je kleiner die Steigungsverhältnisse sind.

Bei gleichen Durchmesserbelastungsgraden sind die Gütegrade um so höher, je kleiner die Steigungsverhältnisse sind, und zwar prozentual in einem mit Erhöhung der Belastungsgrade immer größer werdenden Maße.

Bei den einzelnen Gruppen mit gleichem Flächenverhältnis ist bei gleichen Belastungsgraden der prozentuale Unterschied in den Gütegraden für verschiedene Steigungsverhältnisse um so größer, je kleiner die Flächenverhältnisse sind.

(Fortsetzung folgt.)

Patentschau.

(Von Ansbert Vorreiter.)

Ausliegende Patentanmeldungen.

(A: Anmeldung, E: letzter Tag der Einspruchsfrist.)

46a. 9. B. 79946. Explosionskraftmaschine mit mehreren sternförmig angeordneten Zylindern. Reinhold Brätsch, Berlin-Treptow, Rethelstr. 2. A 5. 8. 15. E 6. 9. 16.

46 c. 14. D. 32055. Antriebsweise einer Einphasenwechselstrommaschine zur Erzeugung von Zündfunken in Verbrennungskraftmaschinen. Harry Randolph Van Deventer, Sumter, Staat South Carolina, V. St. A.; 30. 9. 15. Amerika 24. 12. 14. E. 29. 8. 16.

46 c. 14. F. 40453. Anordnung der Doppelzündung für Umlaufmotoren. Flugmaschine Rex G. m. b. H., Köln. A 13. 12. 15. E. 13. 9. 16.

46. c. 28. H. 67465. Anlaßvorrichtung; Zus. z. Pat. 283082, Hartmann & Braun, Akt.-Ges., Frankfurt a. M. A 12. 10. 14. E. 19. 8. 16.

Patenterteilungen.

37 f. 287977. Drehbare Luftschiffhalle. Maschinenfabrik Augsburg-Nürnberg A.-G., Nürnberg. 17. 4. 13. M. 51224.

46 a. 23. 293410. Dichtung für umlaufende Verbrennungsmotoren. Arthur James Paige, Indianapolis, V. St. A.; Vertr.: H. Springmann u. E. Herse, Pat.-Anwälte, Berlin SW. 61. 1. 12. 14. P. 32338. V. St. Amerika 5. 7. 1913.

46 b. 12. 293515. Regelungsvorrichtung für die Gaszufuhr für zwei oder mehr Motoren, insbesondere für Flugzeuge. Franz Schneider, Berlin-Johannisthal, Flugplatz. 8. 5. 15. Sch. 48621.

47 a. 19. 293478. Rohranschlußauge. Flugzeugbau Friedrichshafen G. m. b. H., Friedrichshafen a. B. 21. 9. 15. F. 40237.

65 a. 9. 293602. Einrichtung zum Dämpfen der Wellenstöße bei in Fahrt befindlichen Wasserfahrzeugen. Neufeldt & Kuhnke u. Gesellschaft für nautische Instrumente G. m. b. H., Kiel. 5. 8. 13. G. 39659.

77 h. 5. 293227. Kugellagerung für Steuerflächen an Flugzeugen. Ago Flugzeugwerke G. m. b. H., Johannisthal. 9. 1. 15. A. 26698.

77 h. 9. 293161. Schwimmergestell für Flugzeuge, bei dem die Schwimmer federnd mit dem Gestell verbunden sind. Robert Woerner, Berlin-Johannisthal, Waldstr. 11. 12. 10. 12. W. 45379.

77 h. 9. 293265. Schwimmkörper für Wasserflugzeuge mit in den wasserdichten Abteilungen eingelegten Luft- oder Gassäcken. Albatroswerke G. m. b. H., Berlin-Johannisthal. 2. 7. 14. A. 26211.

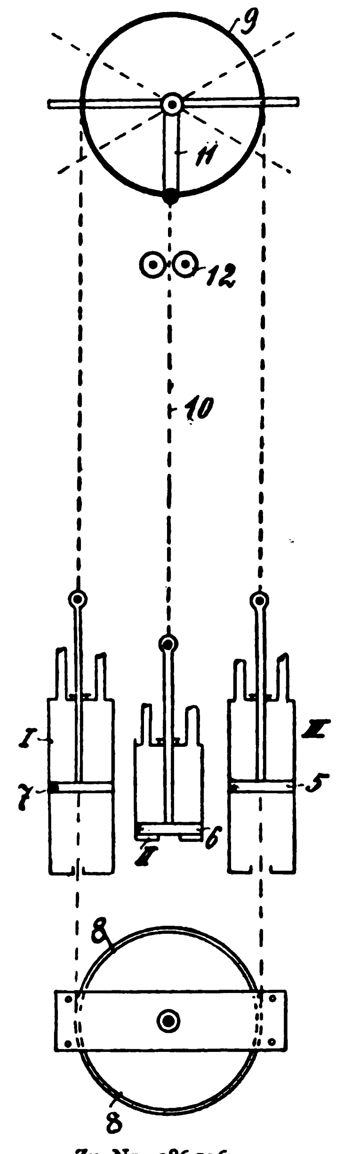
77 h. 4. 293686. Luftschiffhülle aus in mehreren Schichten übereinander angeordneten Stoffbahnen. Franz Chlout, Rheinische Gummiwarenfabrik m. b. H., Köln-Nippes. 1. 8. 14. C. 25245.

77 h. 5. 293550. Schutzhaube für Umlaufmotoren an Flugzeugen. Société Anonyme des Aéroplanes Morane & Saulnier, Paris. 13. 11. 12. S. 37597. Priorität aus der Anmeldung in Frankreich vom 30. 11. 1911 anerkannt. (Löschung.)

77 h. 5. 293714 Flugzeug mit oberhalb der starren Tragflächen an einem Maste angeordneten Hilfstragflächen. Philipp H. Smith, Pawling, New-York. 1. 9. 14. S. 42982. V. St. Amerika 7. 10. 13.

Auszüge aus den Patentschriften.

286176. Flugzeug, dessen Stabilisierungsmittel selbsttätig durch ein Druckmittel verstellt und durch dieses auch in ihrer Mittellage gehalten werden. Max Uecke in Berlin. — Es sind drei Zylinder I, II und III mit den Kolben 5, 6 und 7 vorgesehen; von dem Kolben 5 geht eine Kette oder ein Seil einerseits über eine Scheibe *8* und anderseits über eine Scheibe *9* nach dem Kolben *7*, während der Kolben *6* durch Seile oder Ketten *10* mit einem Hebel *11*, der sich mit der Scheibe *9* bewegt, verbunden ist, so daß ein Drehen dieser Scheibe den Kolben *6* bewegt. Rollen *12* führen das Seil bzw. die Kette *10*. Wenn nun beispielsweise der Kolben *5* nach unten bewegt wird, so wird der Kolben *7*



Zu Nr. 286176.

nach oben gezogen, der Kolben *6* aber geht infolge des Ausschlagens des Hebels *11* nach oben. Wird nun das Druckmittel in dem Zylinder III wieder mit dem Auslaß verbunden, so wird der Kolben *6* durch das Druckmittel wieder nach unten bewegt, und die beiden Kolben *5* und *7* gehen wieder in ihre Mittellage. Das Steuer ist also stets auf beiden Seiten von dem Druckmittel gehalten, so daß ein Flattern oder Schwanken der Flächen ausgeschlossen erscheint.

Bücher-Besprechungen.

Bei der Redaktion eingegangene Bücher, Broschüren etc.:

Leitfaden für Flugschüler. Von Ing. C. Kreuter, z. Z. Fluglehrer der Militärfliegerschule Halberstadt. Verlag M. Krayn, Berlin W. Oktav 53 S. mit 18 Textabbildungen. Preis: geb. M. 1,50.

Smithsonian Miscellaneous Collections. Volume 62, Number 4. Hodgkins Fund. **Reports on wind tunnel experiments in aerodynamics. (Mit 5 Tafeln und 39 Textabb.)** Von J. C. Hunsaker, E. Buckingham, H. E. Rossell, D. W. Douglas, C. L. Brand und E. B. Wilson. Published by the Smithsonian Institution 1916.

In enger Anlehnung an die in England (Teddington) vorhandenen Versuchseinrichtungen für Aerodynamik hatte das Massachusetts Institute of Technology in Boston einen Windkanal von 1,2×1,2 m Querschnitt erbaut, in dem ein Luftstrom von ca. 17 m/sek. Geschwindigkeit erzeugt werden kann. Die ersten Kapitel

des vorliegenden Berichtes bringen eine Schilderung der neuen Anlage und der wichtigsten Meßeinrichtungen, die gegenüber dem englischen Vorbild außer der etwas erhöhten Geschwindigkeit keine nennenswerten Änderungen aufweisen, sowie die Ergebnisse von Versuchen über die Genauigkeit einzelner Einrichtungen. Weiter enthält der Bericht auch bereits einige neue Versuchsresultate, insbesondere Arbeiten, die für Fragen der Seitenstabilität der Flugzeuge von Wichtigkeit sind. Als Versuchsobjekte dienten dabei ein Flugzeugrumpf, ferner Tragflächen von gleichem Profil aber verschiedener Pfeilstellung, sowie von verschiedener V-Stellung (ohne Pfeilstellung). Außer dem Einfluß einer Veränderung des Anstellwinkels, wurde insbesondere die Wirkung von Seitenwind untersucht. Die dabei auftretenden Kräfte und Momente sind durch Schaubilder wiedergegeben. Das letzte Kapitel enthält Ergebnisse von Widerstandsmessungen an kreisrunden Scheiben verschiedener Größen, wobei eine merkwürdige Unregelmäßigkeit bei einer Windgeschwindigkeit von ca. 4 m/sek beobachtet wurde.

Die Vergleichsmöglichkeit der hier mitgeteilten Versuchswerte wird wesentlich erschwert durch den Wirrwar der gebrauchten Maßeinheiten, der hier selbst das sonst bei Veröffentlichungen in englischer Sprache übliche Maß übersteigt. So ist z. B. der Auftriebskoeffizient in der Form $K_y = \frac{\text{Auftrieb}}{A\ V^2}$ angegeben, wobei der Auftrieb in Pfund, die Flügelfläche A in Quadratfuß und die Geschwindigkeit V in Meilen pro Stunde ausgedrückt sind. Im übrigen berechtigen jedoch diese ersten Arbeiten zu der Hoffnung, daß die neue Versuchsanstalt noch viele für Wissenschaft und Technik wertvolle Ergebnisse liefern wird. Betz.

Merkblätter der Prüfstelle für Ersatzglieder. Herausgegeben vom Verein deutscher Ingenieure. Die Merkblätter werden an Interessenten kostenlos abgegeben von der Prüfstelle für Ersatzglieder, Charlottenburg, Fraunhoferstr. 11/12, ebenso im Geschäftshaus des V. D. I., Berlin NW 7, Sommerstr. 4a. Die Merkblätter enthalten Angaben über die Normalien für Ersatzglieder, wie Gewindeschrauben, Ansatzstücke usw. Ferner Beschreibungen erprobter Ersatzglieder, wie z. B. der Keller-Hand.

Die deutsche Ausstellung „Das Gas“. Seine Erzeugung und seine Verwertung in der Gemeinde, im Haus und im Gewerbe. Herausgegeben vom Deutschen Verein von Gas und Wasserfachmännern. Verlag: R. Oldenbourg, München und Berlin. Folio 176 S. mit 444 Abbildungen. Preis: M. 4.—.

Die Ausstellung fand 1914 in München statt, der Bericht konnte jedoch erst jetzt herausgegeben werden. Der Bericht behandelt die Gaserzeugung vom Transport der Kohle bis zur Reinigung und Verteilung des Gases, die Anwendung des Gases für Beleuchtung, Heizung für Haushalt und Industrien, Gasmotoren usw. Auch das Naturgas wird besprochen, namentlich die Einrichtungen zur Gewinnung desselben bei Neuengamme. A. V.

Die siegende Kraft im Welthandel. Ein Blick in die Zukunft für Kaufleute und Techniker. Von Felix Stahl, Charlottenburg. Verlag von R. Oldenbourg, München und Berlin. Okt. 91 S. Preis M. 2.—

Der Verfasser hat sich die Aufgabe gestellt, die für die Kaufleute und Techniker nach dem Krieg zu erwartenden Verhältnisse mit Hilfe der ökonomischen Grundgesetze zu erforschen. Aus dem Inhalt: »Der Warenaustausch als Quelle des Hasses der Völker gegen Deutschland«, »Unsere Diplomaten«, »Unsere Vettern«. Im letzten Aufsatz »Der unbewußte Zweck des Krieges« wird das wirtschaftliche Ergebnis in bezug auf die ganze Menschheit besprochen. Die Schrift hält sich an materielle Ergebnisse und dürfte so allen Kaufleuten und Technikern eine willkommene Richtschnur über die sich zurzeit entwickelnden Verhältnisse sein.

Verwaltungsbericht über das 12. Geschäftsjahr (1914—15) des unter dem Protektorate Seiner Majestät des Königs Ludwig III. von Bayern stehenden **Deutschen Museums.** Kommissions-Verlag: R. Oldenbourg, München u. Berlin.

Das Deutsche Museum besitzt im Anschluß an seine Sammlungen eine naturwissenschaftlich-technische Bibliothek, welche eine Zentralstelle der alten und neuen Literatur (soweit diese die exakten Naturwissenschaften sowie die Technik und Industrie umfaßt) werden soll. Zahlreiche ältere und neuere Werke, Handschriften und Originaldokumente, die ein Studium der Geschichte der Technik ermöglichen und zugleich eine rasche Orientierung über die wissenschaftlichen und technischen Errungenschaften der Neuzeit gestatten, wurden von wissenschaftlichen Instituten und Autoren, Verlegern und Privatpersonen unserem Museum bereits überwiesen.

Um die wissenschaftlich-technische Büchersammlung zu erweitern, richtet das Deutsche Museum an alle Leser der Zeitschrift für Flugtechnik und Motorluftschiffahrt die Bitte, Bücher aus früheren Jahrzehnten, welche für die Praxis keinen größeren Wert mehr besitzen, dem Museum zu stiften.

Gegebenenfalls wäre das Deutsche Museum auch bereit, ältere, namentlich historisch wertvolle Werke anzukaufen, wenn ihm Verkaufsangebote gemacht werden.

Bücherüberweisungen und Verkaufsangebote sind zu richten an das Deutsche Museum, München, Zweibrückenstr. 12.

Im Kampf gegen Rußland und Serbien von Wilhelm Conrad Gomoll. Gr. Okt. 400 Seiten mit 129 Abbildungen, gebunden M. 10. Verlag F. A. Brockhaus, Leipzig.

Geschäftliche Mitteilungen der Wissenschaftlichen Gesellschaft für Luftfahrt

Telegrammadresse: Flugwissen — Geschäftsstelle: Berlin-Charlottenburg 4, Dahlmannstraße 34 (am Bahnhof Charlottenburg) — Fernsprecher: Amt Steinplatz Nr. 6001.

1. Einrichtung eines Postscheckkontos.

Unseren verehrlichen Mitgliedern bringen wir hierdurch zur gefälligen Kenntnis, daß wir, um dem Bestreben auf Einschränkung des Barverkehrs Rechnung zu tragen, und um unseren Mitgliedern die spesenfreie Einzahlung des Jahresbeitrages für unsere Gesellschaft zu ermöglichen, ein Postscheckkonto in Cöln unter folgender Bezeichnung eröffnet haben:

Nr. 25 792

Wissenschaftliche Gesellschaft für Luftfahrt, e. V. in Charlottenburg. Postscheckamt Cöln.

Wir bitten, von dieser Einrichtung vorkommendenfalls Gebrauch machen zu wollen und verweisen hierauf besonders in den Fällen, wo der Jahresbeitrag für 1916 noch nicht entrichtet wurde.

2. Auszeichnungen:

Unser Mitglied, der bekannte Freiballonführer Hermann Apfel, Mitinhaber der Firma Leopold Apfel, Leipzig, zurzeit Kriegsfreiwilliger Unteroffizier bei einer Feldluftschiffer-Abteilung, hat das Eiserne Kreuz II. Klasse erhalten.

Unserem Vorstandsmitglied, dem Wirklichen Geheimen Oberbaurat Dr.-Ing. Veith, Chef der Abteilung für Maschinenbauangelegenheiten im Reichs-Marine-Amt, ist in Anerkennung seiner Verdienste um die in der Seeschlacht vor dem Skagerrak zutage getretene vorzügliche Bewährung unserer Schiffs- und Maschinenbautechnik das Eiserne Kreuz I. Klasse verliehen worden.

3. Beförderungen:

Die folgenden Beförderungen von Angehörigen unseres Mitgliederkreises wurden uns bekannt:

Torpedo-Oberstabsingenieur Giessen, Friedrichsort bei Kiel, wurde im September 1915 zum Torpedo-Chefingenieur ernannt;

Oberst Freiherr von Olderhausen, bislang Generalstabschef eines Reservekorps, wurde einer Armee in dem gleichen Amte zuerteilt;

Privatdozent Dr. Wiegand, Halle, zurzeit bei einer Luftschiffer-Abteilung im Felde, wurde zum Leutnant d. R. befördert.

4. Verschiedenes:

Unser Mitglied, Professor Dr. von dem Borne, Rittmeister d. R., Breslau, ist gegenwärtig zur Prüfanstalt und Werft der Fliegertruppen Berlin-Adlershof kommandiert.

Zu der in Heft 11/12 der Zeitschrift gemeldeten Neuaufnahme des Dipl.-Ing. Deutrich, Leutnant d. R., ist berichtigend hinzuzufügen, daß derselbe inzwischen zur Bauaufsicht der Automobil- und Aviatik A.-G. Leipzig-Heiterblick kommandiert wurde. Die Geschäftsstelle.

Schriftleitung: Ansbert Vorreiter, Ingenieur, Berlin-Steglitz. — Druck von R. Oldenbourg in München.

Zeitschrift für Flugtechnik und Motorluftschiffahrt

Organ der Wissenschaftlichen Gesellschaft für Luftfahrt

HERAUSGEBER UND SCHRIFTLEITER:
Ingenieur ANSBERT VORREITER
BERLIN-STEGLITZ, Sedanstraße 40/II.

LEITER DES WISSENSCHAFTLICHEN TEILS:
Dr. L. PRANDTL
Professor an der Universität Göttingen
und Dr.-Ing. F. BENDEMANN
Professor, Direktor der Versuchsanstalt für Luftfahrt, Berlin-Adlershof

VERLAG VON R. OLDENBOURG IN MÜNCHEN UND BERLIN

Jahrgang VII. 26. August 1916. Heft 15 u. 16.

Zeitschrift für Flugtechnik und Motorluftschiffahrt

Organ der Wissenschaftlichen Gesellschaft für Luftfahrt

HERAUSGEBER UND SCHRIFTLEITER: Ingenieur ANSBERT VORREITER BERLIN-STEGLITZ, Sedanstraße 40/II.

LEITER DES WISSENSCHAFTLICHEN TEILS: Dr. L. PRANDTL Professor an der Universität Göttingen und Dr.-Ing. F. BENDEMANN Professor, Direktor der Versuchsanstalt für Luftfahrt, Berlin-Adlershof

UNTER MITWIRKUNG VON

VERLAG VON R. OLDENBOURG IN MÜNCHEN UND BERLIN

Jahrgang VII. 26. August 1916. Heft 15 und 16.

Die Zeitschrift erscheint am mittleren und letzten Sonnabend des Monats und kostet bei Bezug durch den Buchhandel, die Postämter oder die Verlagsanstalt innerhalb Deutschland und Österreich-Ungarn pro anno M. 12.—, pro Semester M. 6.—, im Ausland M. 15.— bei direktem Bezug durch den Verlag.
ANZEIGEN werden von der Verlagsbuchhandlung zum Preise von 15 Pf. für jeden mm Höhe bei 45 mm Spaltenbreite angenommen. Bei 6-, 9-, 12-, 18- und 24maliger Wiederholung wird ein steigender Rabatt gewährt — BEILAGEN, von denen zuvor ein Probe-Exemplar einzusenden ist, werden nach Vereinbarung beigefügt.
STELLENGESUCHE werden für Mitglieder der Wissenschaftlichen Gesellschaft für Flugtechnik mit 15 Pfg. für die Zeile berechnet.
Alle Zuschriften, welche die Expedition oder den Anzeigenteil des Blattes betreffen, sind zu adressieren: Verlagsbuchhandlung R. Oldenbourg, München.
Zuschriften für die Schriftleitung: Ing. Ansbert Vorreiter, Berlin-Steglitz, Sedanstr. 40/II. Fernsprechamt Steglitz 1779, Telegr.-Adresse: »Vorreiter Berlin-Steglitz«.

INHALT:

Systematische Propellerversuche.

Von Diplom-Ingenieur **K. Schaffran.**

(Fortstzung aus Heft 13/14).

Um dies noch anschaulicher kenntlich zu machen, sind in den Fig. 15 bis 18 die Ergebnisse der Untersuchungen für die Standproben nochmals für die einzelnen Gruppen von gleichem Steigungsverhältnis aber verschiedenen Flächenverhältnissen ebenfalls als Funktion der Belastungsgrade graphisch zur Darstellung gebracht.

Es geht hieraus ferner noch hervor, daß die Tourenzahlkonstanten und somit auch die Touren selbst bei gleichem $\frac{\sqrt{S}}{D}$, d. h. gleichem Schub bei gleichem Propellerdurchmesser um so größer sind, je kleiner die Flächenverhältnisse waren.

	1	2	3	4
Nr.	A_p/A in %	Werte von $S \cdot / \cdot WPS$ für		Überlegenheit in % der Werte in Spalte 3 gegenüber denen in Spalte 3
		$H/D = 1,2$	$H/D = 0,6$	
1	25	13,6	17,5	28,7
2	30	14,3	17,6	23,0
3	40	15,0	17,7	18,0
4	50	15,6	17,8	14,1
5	60	15,9	18,0	13,2

Vorstehende Tabelle enthält die aus den Diagrammen der Fig. 10 bis 14 für den bestimmten Belastungsgrad $\frac{\sqrt{S}}{D} = 35$ (d. h. bei 1,5 m Propellerdurchmesser, $S = 1,5^2 \cdot 35^2 = 2760$ kg Schub) entnommenen absoluten Werte der Gütegrade $S \cdot / \cdot WPS$ für die beiden im Grenzfalle untersuchten Steigungsverhältnisse von $H/D = 0,6$ und $1,2$ bei den verschiedenen Flächenverhältnissen A_p/A von 25 bis 60%;

Wie hieraus (Spalte 4) zu ersehen, beträgt die Überlegenheit des kleineren Steigungsverhältnisses $H/D = 0,6$ gegenüber dem größeren von $H/D = 1,2$ bei $A_p/A = 25\%$ etwa 28,7%, bei $A_p/A = 60\%$ dagegen nur noch ca. 13,2%.

Außerdem sind in folgender Zusammenstellung noch die aus den Diagrammen Fig. 15 bis 18 bei dem Belastungsgrad $\frac{\sqrt{S}}{D} = 35$ entnommenen Gütegrade S/WPS für die beiden im Grenzfalle untersuchten Flächenverhältnisse $A_p/A = 25$ und 60% bei den verschiedenen Steigungsverhältnissen H/D von 0,6 bis 1,2 aufgeführt.

	1	2	3	4
Nr.	H/D	Werte von $S \cdot / \cdot WPS$ für		Überlegenheit in % der Werte in Spalte 3 gegenüber denen in Spalte 2
		$A_p/A = 25\%$	$A_p/A = 60\%$	
1	0,6	17,5	18,0	2,9
2	0,8	16,5	18,0	9,1
3	1,0	15,0	17,1	14,1
4	1,2	13,6	15,9	16,8

Hiernach beträgt die prozentuale Überlegenheit des größeren Flächenverhältnisses $A_p/A = 60\%$ gegenüber dem kleineren von $A_p/A = 25\%$ bei $H/D = 0,6$ etwa 2,9% bei $H/D = 1,2$ dagegen 16,8%.

Von der ganzen Serie weist demnach der Propeller mit dem größten Steigungsverhältnis $H/D = 1,2$ und dem kleinsten Flächenverhältnis $A_p/A = 25\%$ den kleinsten Gütegrad $S \cdot/\cdot WPS = 13,6$ und der mit dem kleinsten Steigungsverhältnis $H/D = 0,6$ und größten Flächenverhältnis $A_p/A = 60\%$ den besten Gütegrad $S \cdot/\cdot WPS = 18,0$ auf, und zwar beträgt die Überlegenheit des letzteren gegenüber dem ersteren 32,5%. Die Tourenkonstanten $C_n = nD$ haben den Wert von 5,35 bzw. 6,40, so daß die zugehörigen Touren, um bei $\frac{\sqrt{S}}{D} = 35$ mit den betreffenden Propellern von $D = 1,5$ m einen Schub von $S = 2760$ kg in Stand zu erzeugen, im ersteren Falle

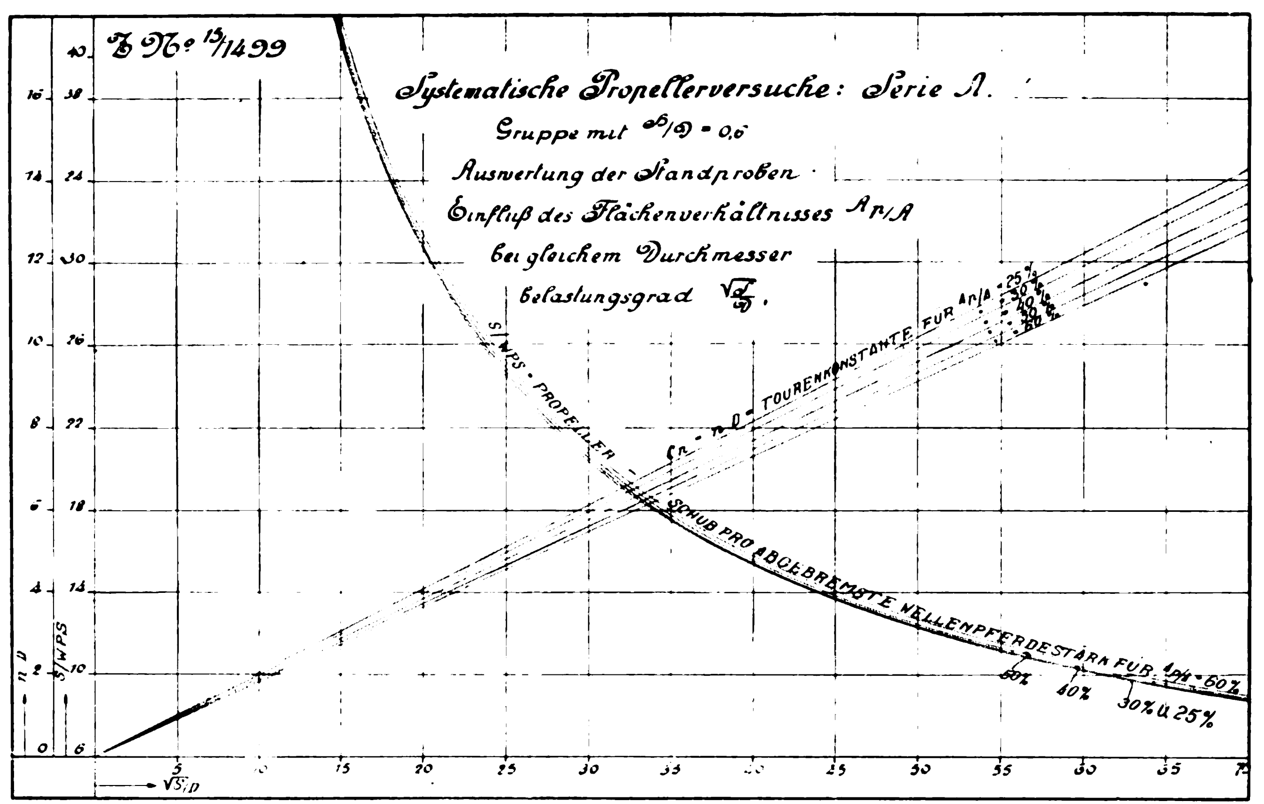


Fig. 15.

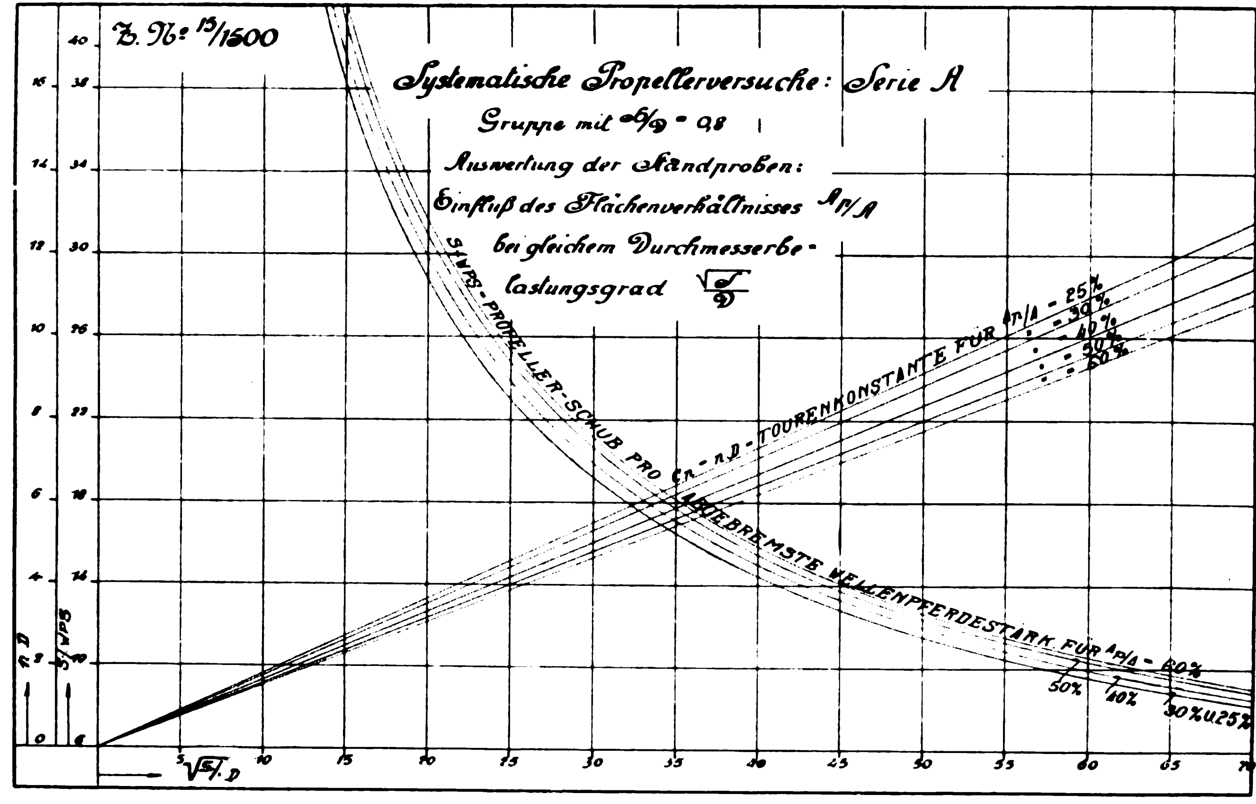


Fig. 16.

$$n = \frac{5{,}35}{D} \cdot 60 = \frac{5{,}35}{1{,}5} \cdot 60 = 214 \text{ pro Minute}$$

und im letzteren

$$n = \frac{6{,}40}{D} \cdot 60 = \frac{6{,}40}{1{,}5} \cdot 60 = 256 \text{ pro Minute}$$

betragen müßten. Hierbei wären im ersteren Falle

$$WPS = \frac{S}{13{,}6} = \frac{2760}{13{,}6} = 203$$

und im letzteren

$$WPS = \frac{S}{18{,}0} = \frac{2760}{18} = 153$$

abgebremste Wellenpferdestärken erforderlich. Die Leistungsersparnis beträgt also demnach ebenfalls etwa 32,5%.

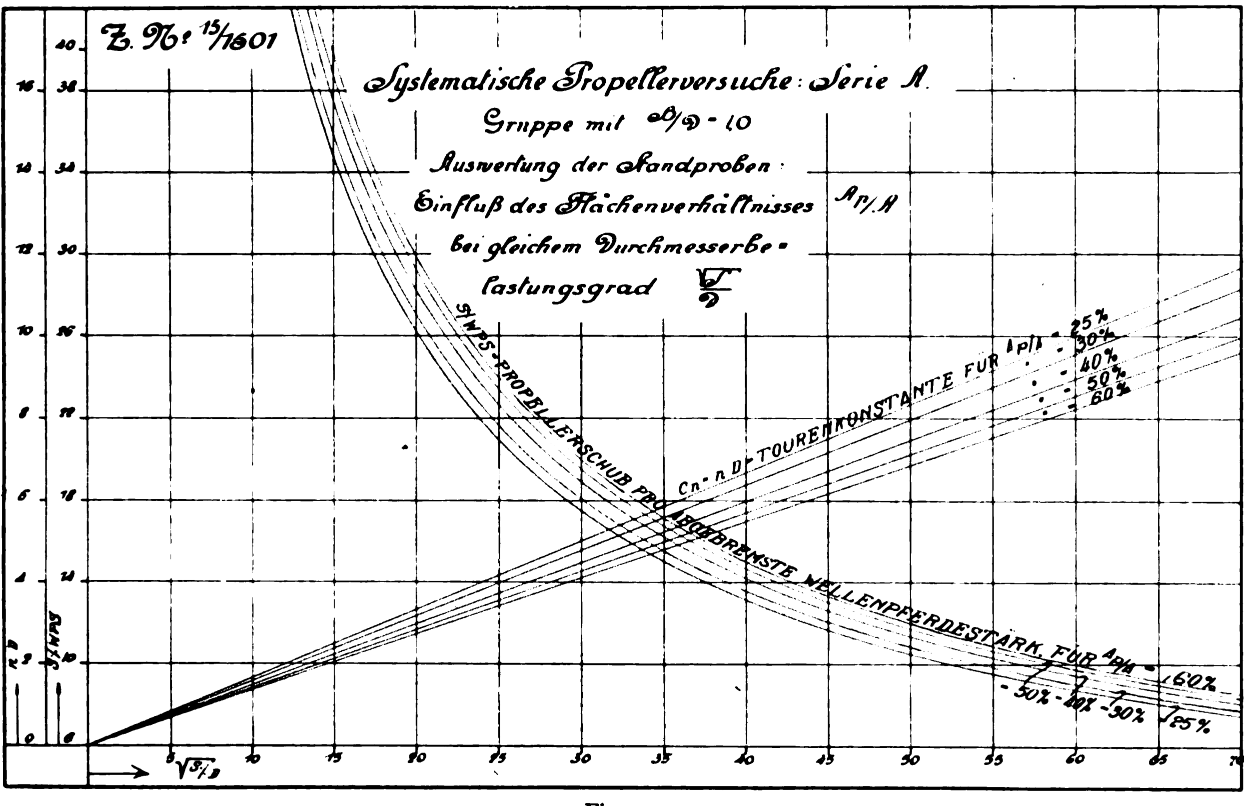


Fig. 17.

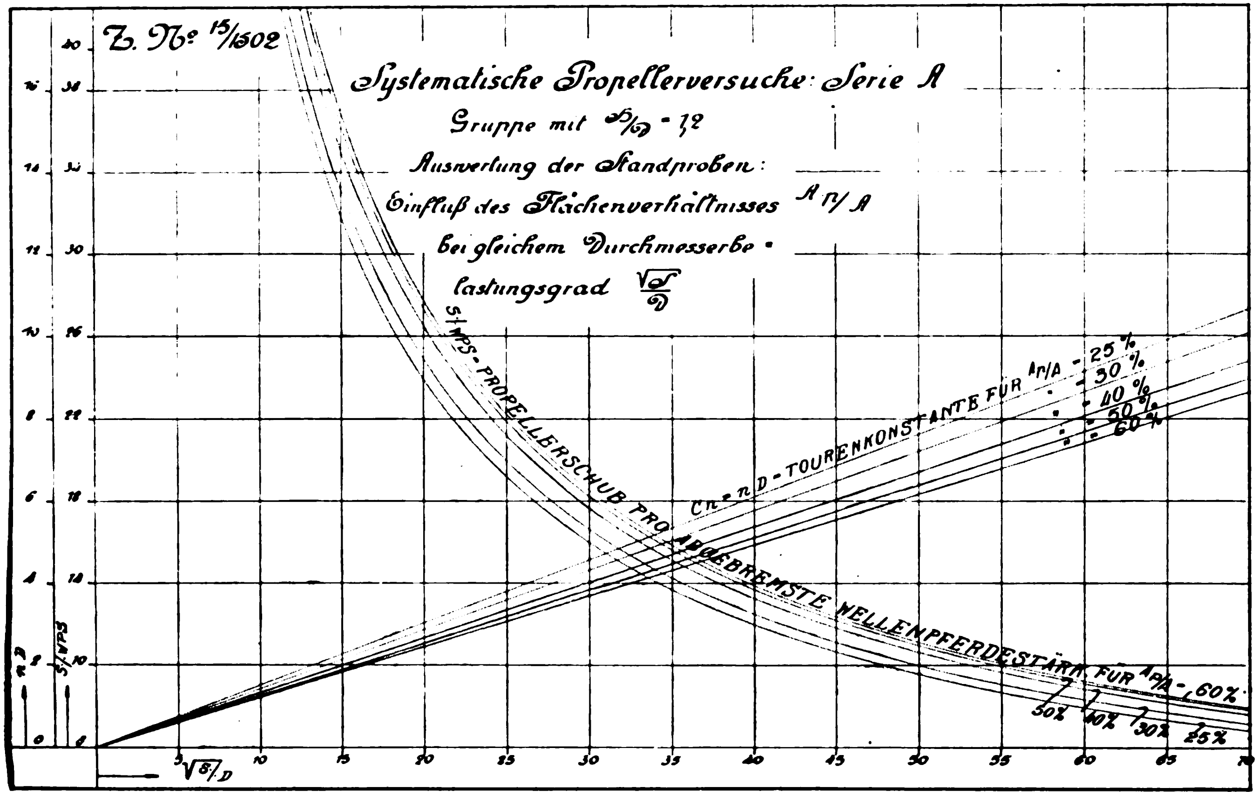


Fig. 18.

E. Auswertung der Versuchsergebnisse der Propellerserie A. Fig. 5—9 für die Dimensionierung der Schrauben freifahrender Schiffe.

Beim Vergleich des Gütegrades verschiedener Propeller für einen bestimmten Konstruktionsfall sind die ersten Bedingungen, daß sie bei gleicher Geschwindigkeit gleichen Schub erzeugen. Wie in folgendem näher gezeigt werden soll, darf man bei einem Propeller von bestimmtem Modell von den beiden Variablen D = Durchmesser und n = Tourenzahl nur eine festlegen, womit die andere eindeutig bestimmt ist, d. h. der betreffende Propellerschub S kann bei der betreffenden Geschwindigkeit V_e entweder mit einem großen Propeller und kleiner Tourenzahl oder auch mit einem kleinen Propeller und großer Tourenzahl erzeugt werden.

1. Der Durchmesser D sei gegeben oder beschränkt (die Tourenzahl dagegen noch freigestellt).

Gesetz: Bei gleichem nominellen Slip sind die Wirkungsgrade sowie die Schub- und Momentenkonstanten aller ähnlichen Propeller gleich groß.

$$c_1 = \frac{S}{n^2 D^2 H^2},$$

$$n H = \frac{V_e}{1 - s_n},$$

$$c_1 = \frac{S\,(1 - s_n)^2}{D^2 \cdot V_e^2},$$

$$\frac{S}{D^2 \cdot V_e^2} = \frac{c_1}{(1 - s_n)^2}.$$

Da einem bestimmten c_1 ein ganz bestimmtes s_n entspricht und hierbei auch der Wirkungsgrad η_p eindeutig festgelegt ist, so wird letzterer eine Funktion von $\frac{S}{D^2 V_e^2}$ sein.

Trägt man also, für die einzelnen Gruppen mit gleichem Flächenverhältnis A_p/A und den verschiedenen Steigungsverhältnissen H/D von 0,60 bis 1,20 die Propellerwirkungsgrade η_p sowie den Slip über den zugeordneten Werten von $\frac{S}{D^2 V_e^2}$ auf, oder, wie es in den Diagrammen Fig. 19 und 20 beispielsweise für die beiden Flächenverhältnisse von 30% und 60% A_p/A hier der besseren Darstellung wegen geschehen ist, als Funktion des sog. Durchmesserbelastungsgrades $\frac{\sqrt{S}}{D V_e}$, so hat man einen unmittelbaren Vergleich jeder Propellergruppe bei gleichem Schub, gleicher Geschwindigkeit und gleichem Durchmesser und kann das zweckmäßigste Steigungsverhältnis aus den Wirkungsgradkurven unmittelbar entnehmen. Außer dem Slip ist noch eine Serie von Kurven $C_s = \frac{n D}{V_e}$ eingetragen, welche den sog. Slipgrad darstellen. Da der Slip

$$s_n = \frac{n H - V_e}{n H}$$

bei gleichem Belastungsgrad eine Konstante ist, so ist dies auch mit dem Slipgrad der Fall.

$$s_n = 1 - \frac{V_e}{n H},$$

$$\frac{V_e}{n H} = 1 - s_n,$$

$$H = k \cdot D.$$

k = Steigungsverhältnis;

$$C_s = \frac{n \cdot D}{V_e} = \frac{1}{(1 - s_n) \cdot k}.$$

Aus dem Slipgrad bei dem betreffenden Belastungsgrad kann man leicht die Tourenzahl

$$n = \frac{C_s \cdot V_e}{D}.$$

berechnen.

Wie nochmals hervorgehoben werden mag, sind beim Gebrauch dieser Diagramme der erforderliche Propellerschub S in kg, die nominelle Zuflußgeschwindigkeit des Wassers in den Propeller gleich der Fahrtgeschwindigkeit des Schiffes (unter Berücksichtigung des Nachstromes) V_e in m/sec, die Propellertourenzahl n pro Sekunde, der Schraubendurchmesser D in m, die nominelle Steigung gleich der mathematischen der Propellerdruckseite H in m in die Rechnung einzuführen.

Aus den Diagrammen Fig. 19 und 20 geht zunächst folgendes hervor:

Bei allen Gruppen mit gleichen Flächenverhältnissen nehmen mit Erhöhung des Durchmesserbelastungsgrades

$$C_d = \frac{\sqrt{S}}{D \cdot V_e}$$

die Propellerwirkungsgrade zunächst schnell zu und darauf, nachdem ein gewisses, von den Steigungsverhältnissen abhängiges Maximum erreicht ist, wieder, aber verhältnismäßig langsam, ab. Diejenigen Durchmesserbelastungsgrade, welche vor der Erreichung der maximalen Propellerwirkungsgrade liegen, kommen für praktische Zwecke, wie wohl nicht weiter ausgeführt zu werden braucht, kaum in Betracht, da denselben Propeller von unnötig großem Durchmesser zugeordnet sind, die doch nicht den erstrebten Zweck einer günstigen Kraftübertragung erreichen lassen.

Bei geringeren Belastungsgraden sind durchweg die höheren Steigungsverhältnisse infolge ihres besseren Propellerwirkungsgrades als die günstigeren anzusehen, bei größeren Belastungsgraden dagegen ändern sich diese Verhältnisse zugunsten der kleineren Steigungsverhältnisse.

Das Maximum der Wirkungsgradkurve liegt bei den einzelnen Gruppen mit gleichem Flächenverhältnis und verschiedenen Steigungsverhältnissen bei um so höheren Belastungsgraden, je kleiner die Steigungsverhältnisse sind, und bei den einzelnen Gruppen mit gleichen Steigungsverhältnissen, aber verschiedenen Flächenverhältnissen bei um so höheren Belastungsgraden, je größer die Flächenverhältnisse sind. Es läßt sich hieraus der Schluß ziehen, daß bei hohen Belastungsgraden und den daraus resultierenden großen Slips die Propeller mit kleinen Steigungsverhältnissen und großen Flächenverhältnissen denen mit großen Steigungsverhältnissen und kleinen Flächenverhältnissen überlegen sein werden, wenn sie eben solch hohen Belastungsgraden unterworfen sind, die nicht dem Maximum, sondern schon dem abfallenden Ast der Wirkungsgradkurve entsprechen.

Bei gleichen Belastungsgraden sind die Propellerwirkungsgrade für dieselben Steigungsverhältnisse um so größer, je kleiner die Flächenverhältnisse sind und zwar in einem höheren Grade bei den niedrigeren Steigungsverhältnissen und in einem nur geringen bei den höheren Steigungsverhältnissen.

Bei gleichen Belastungsgraden $\frac{\sqrt{S}}{D \cdot V_e}$ sind bei den einzelnen Gruppen mit gleichem Flächenverhältnis die Slipgrade

$$C_s = \frac{n D}{V_e}$$

und demnach auch die Tourenzahlen, um den gleichen Schub bei derselben Geschwindigkeit mit gleichem Propellerdurchmesser zu erzeugen, naturgemäß um so höher, je kleiner die Steigungsverhältnisse sind.

Anwendung der Diagramme Fig. 19 und 20 bei einem vorliegenden Projekt.

Fall a. Gegeben seien die durch einen Bassinversuch ermittelten effektiven Schleppferdestärken eines Zweischraubenschiffes für die Konstruktionsgeschwindigkeit V_s = 27 kn mit EPS = 3300.

Aus konstruktiven Gründen soll der Durchmesser der zu wählenden Propeller auf D = 1,500 m beschränkt werden.

Gesucht: Passendste Steigung der Schrauben, erforderliche Maschinenleistung an abgebremsten Wellenpferden WPS und Propellertourenzahl.

Der von jedem der beiden Propeller zu leistende Schub in kg muß betragen

$$S = \frac{1}{2} \cdot \frac{W}{1 - t}.$$

W = Schleppwiderstand des Schiffes bei der Geschwindigkeit $V_s = 27\ kn$ in kg,

$$W = \frac{EPS \cdot 75}{V_m},$$

V_m = Schiffsgeschwindigkeit in m/sec,
$= V_s \cdot 0{,}5144 = 27 \cdot 0{,}5144 = 13{,}88$ m/sec,

$$\cdot/\cdot\ W = \frac{3360 \cdot 75}{13{,}88} = 18\,200 \text{ kg},$$

$$t = \text{Sogziffer} = \frac{S - \frac{W}{2}}{S} = \text{Vermehrung des Schiffswider-}$$

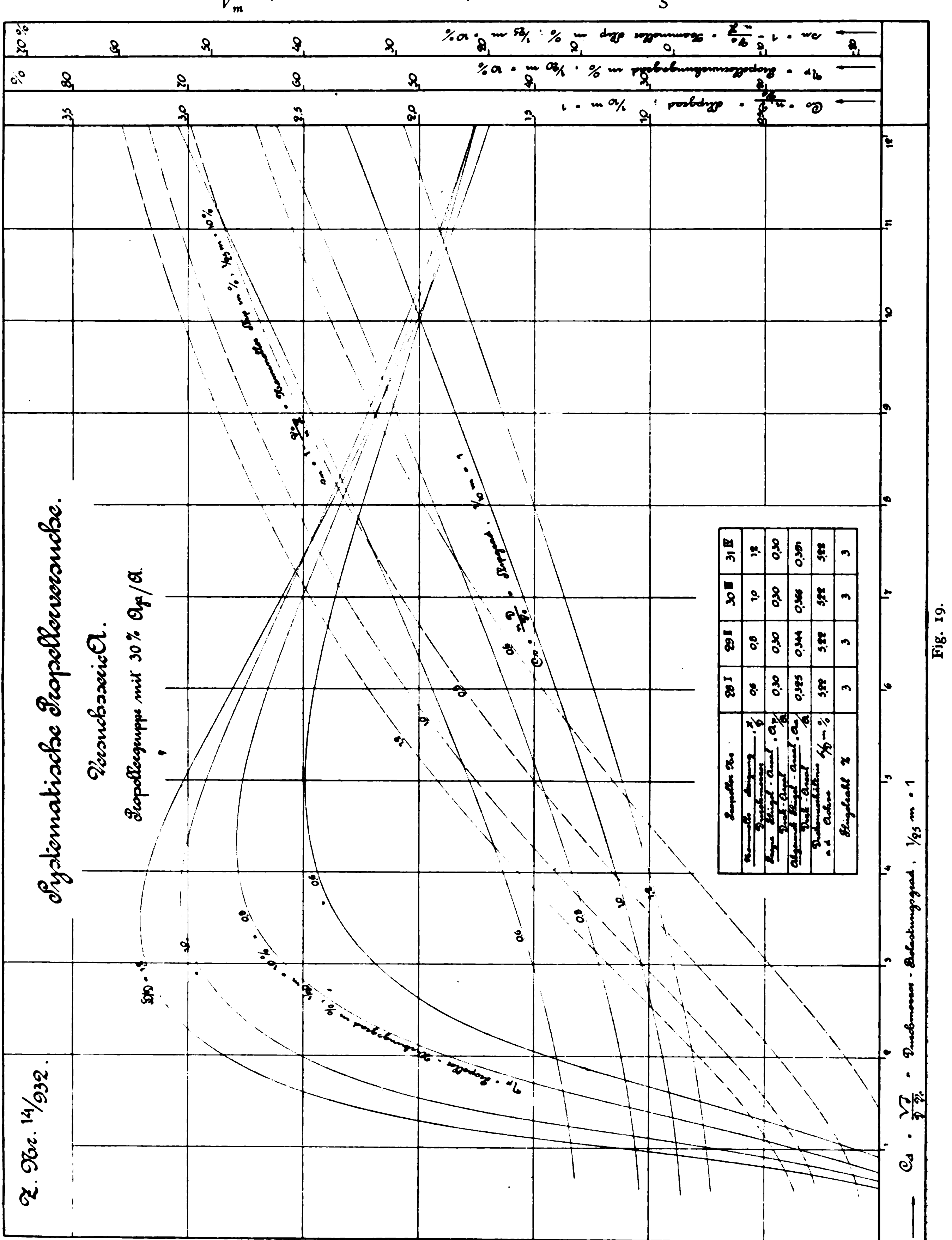


Fig. 19.

standes durch den Propellersog im Verhältnis zu dem Schub eines Propellers (nach ähnlicher Ausführung zu 0,08 angenommen).

Beim eingehender ausgeführten Versuch wird die Sogziffer t experimentell ermittelt durch Messen des Schiffsmodellwiderstandes (W) ohne Schrauben, sowie des um den Betrag des Soges vermehrten Widerstandes beim Arbeiten der Propeller hinter dem Modell bei korrespondierenden Touren und Geschwindigkeiten

·/· Erforderlicher Schub pro Propeller

$$S = \frac{1}{2} \cdot \frac{18\,200}{1 - 0{,}08} = 9880 \text{ kg}.$$

Hierzu muß noch ein Zuschlag gemacht werden für alle

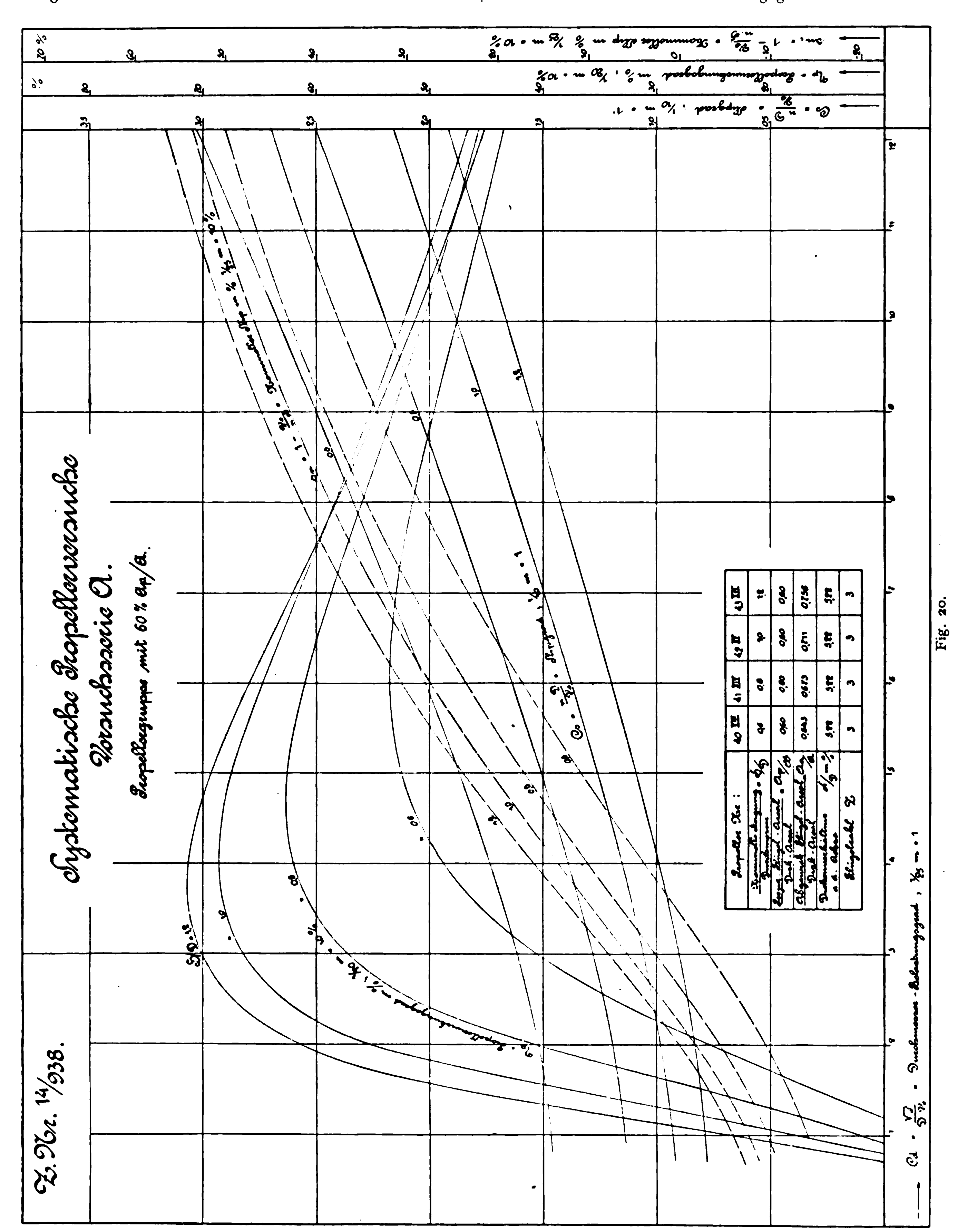


Fig. 20.

Faktoren, die bei der Bestimmung der effektiven Schlepppferdestärken *EPS* durch den Modellschleppversuch nicht berücksichtigt worden sind, und zwar für zusätzliches Deplacement der Außenhaut und Unebenheiten derselben durch Nähte und Stöße ca. 1,5%, ferner für zusätzlichen Luftwiderstand der Aufbauten sowie der Takelage ca. 2,5%, zusammen 4,0%, so daß sich der Schub pro Propeller S in diesem Falle zu 9880 · 1,04 = 10270 kg ergibt.

V_e = nominelle Zuflußgeschwindigkeit des Wassers hinter dem Schiff in der Propeller = Schiffsgeschwindigkeit V_m in m/sec vermindert um den Nachstrom.

$$V_e = V_m (1 - w),$$

w = Nachstromziffer (nach ähnlichen Ausführungen = 0,04 angenommen).

$$\therefore V_e = 13{,}88 \cdot (1 - 0{,}04) = 13{,}32 \text{ m/sec.}$$

Beim eingehender ausgeführten Versuch wird w ebenfalls experimentell und zwar in folgender Weise ermittelt:

Man fährt zunächst die Propeller für sich allein, ohne Schiffsmodell und bestimmt für verschiedene Slips die Schübe und Drehmomente. Wenn man nun die Propeller bei den korrespondierenden Tourenzahlen hinter dem Schiffsmodell untersucht, so findet man, daß sie dieselben Schübe bei anderen (scheinbaren) Slips abgeben. Da nun der scheinbare Slip s_n mit dem nominellen s_s, wie bereits oben ausgeführt, in der Beziehung steht,

$$s_n = s_s + w \cdot \frac{V_m}{n H},$$

so kann man aus der Differenz des nominellen und scheinbaren Slips bei gleicher Fahrtgeschwindigkeit und gleicher Tourenzahl die Größe der Nachstromziffer w errechnen, und zwar ist

$$w = \frac{n H}{V_m} \cdot (s_n - s_s).$$

Wie daraus zu ersehen, ist die so ermittelte Nachstromgeschwindigkeit des Wassers hinter dem Schiff $V_e = V_m \cdot (1 - w)$, nur ein Begriff, der durch seine Wirkung auf den Propeller charakterisiert wird. In Wirklichkeit wird die Größe des Nachstromes in jedem Punkte der Propellerdiskfläche verschieden sein. Den Konstrukteur dürfte aber für die Anpassung eines gewählten Propellers an das Schiff in erster Linie nur die Wirkung des Nachstromes auf den arbeitenden Propeller interessieren, und diese ist durch Einführung der Nachstromziffer w genügend genau definiert.

Für $S = 10270$ kg, $V_e = 13{,}32$ m/sec und $D = 1{,}50$ m liegt in vorliegendem Falle für die Schraube ein Durchmesserbelastungsgrad

$$C_d = \frac{\sqrt{S}}{D \cdot V_e} = \frac{\sqrt{10\,270}}{1{,}5 \cdot 13{,}32} = 5{,}07$$

vor.

Hierfür bestimmen die Diagramme Fig. 19 der Propellergruppe mit $A_p/A = 30\%$ Flächenverhältnis das günstigste Steigungsverhältnis H/D mit 1,2, den diesem zugeordneten reinen Propellerwirkungsgrad η_p mit 0,700 und den Slipgrad

$$C_s = \frac{n D}{V_e} \text{ mit } 1{,}13.$$

Demnach würde zunächst die zweckmäßigste Steigung

$$H = 1{,}2 \cdot D = 1{,}2 \cdot 1500 = 1800 \text{ mm}$$

und die Tourenzahl

$$n = 1{,}13 \cdot \frac{V_e}{D} = 1{,}13 \cdot \frac{13{,}32}{1{,}5} = 10{,}02/\text{sek.} = 602/\text{min.}$$

sein. Da die effektiven Propellerschubpferdestärken

$$SPS = \frac{S \cdot V_e}{75} = \frac{10\,270 \cdot 13{,}32}{75} = 1823$$

betragen, so würden bei einem reinen Propellerwirkungsgrad $\eta_p = 0{,}700$ für die Erreichung der Geschwindigkeit von 27 kn für jede Maschine

$$\frac{SPS}{\eta_p} = WPS = \frac{1823}{0{,}700} = 2610$$

abgebremste Wellenpferdestärken, mithin für beide eine Gesamtleistung von 5220 WPS erforderlich sein. Diese sind noch infolge der zusätzlichen Lauf- und Drucklagerreibung sowie der Verschiedenartigkeit der Sog- und Nachstromverhältnisse zwischen Modell und Schiff um etwa 5% zu erhöhen, so daß man auf eine für die Konstruktion zugrunde zu legende Leistung von 5220 · 1,05 = 5480 WPS und dementsprechend auf eine Tourenzahl von etwa $602 \cdot \sqrt{1{,}05} = 617$ kommt.

Fall b: Unter Einhaltung der bei Fall a gestellten Bedingungen soll ferner die weitere gemacht sein, daß die Maschine ihre Maximalleistung bei 660 Touren/Min. abgibt.

Verlangt: Zweckmäßigstes Steigungsverhältnis und Maschinenleistung für die Konstruktionsgeschwindigkeit von 27 kn. Wie bei Fall a beträgt auch jetzt der Durchmesserbelastungsgrad

$$C_d = \frac{\sqrt{S}}{D \cdot V_e} = 5{,}07.$$

Reduziert man die für die Konstruktion einzuhaltende Tourenzahl von 660/Min. zunächst im Verhältnis der oben gewählten Übertragung von Schiff zu Modell auf

$$\frac{660}{\sqrt{1{,}05}} = 644/\text{min.} = 10{,}73/\text{sek.},$$

so erhält man einen Slipgrad

$$C_s = \frac{n \cdot D}{V_e} = \frac{10{,}73 \cdot 1{,}5}{13{,}32} = 1{,}21.$$

Für $C_d = 5{,}07$ und $C_s = 1{,}21$ ergeben die Diagramme (Fig. 19) ein Steigungsverhältnis $H/D = 1{,}10$ und hierfür einen reinen Propellerwirkungsgrad $\eta_p = 0{,}690$, so daß die Steigung $H = 1{,}10 \cdot D = 1650$ mm und die abgebremste Wellenpferdeleistung für die Erreichung von 27 kn pro Maschine

$$\frac{SPS}{\eta_p} = WPS = \frac{1823}{0{,}690} = 2643,$$

mithin für beide zusammen 5286 betragen müßte. Für die Konstruktion sind wie oben ca. 5% mehr zu rechnen, mithin

$$WPS = 5286 \cdot 1{,}05 = 5550.$$

2. Die Propellertourenzahl n sei gegeben (der Propellerdurchmesser dagegen noch freigestellt).

$$\frac{S}{D^2 \cdot V_e^2} = \frac{c_1}{(1 - s_n)^2} = C_d,$$

$$\frac{n D}{V_e} = \frac{1}{k\,(1 - s_n)},$$

$$D = \frac{V_e}{n \cdot k\,(1 - s_n)},$$

$$\frac{S}{D^2 \cdot V_e^2} = \frac{S \cdot n^2 \cdot k^2\,(1 - s_n)^2}{V_e^4} = C_d,$$

$$\frac{S \cdot n^2}{V_e^4} = C_d \cdot \frac{1}{k^2\,(1 - s_n)^2},$$

$$\frac{S \cdot n^2}{V_e^4} = \frac{c_1}{k^2\,(1 - s_n)^4},$$

$$\sqrt{S} \cdot \frac{n}{V_e^2} = \frac{\sqrt{c_1}}{k\,(1 - s_n)^2} = C_n.$$

Da einem bestimmten c_1 ein ganz bestimmtes s_n entspricht und hierbei auch der Wirkungsgrad η_p eindeutig festgelegt ist, so wird letzterer eine Funktion von dem sog. Tourenbelastungsgrad

$$C_n = \sqrt{S} \cdot \frac{n}{V_e^2}$$

sein.

Trägt man also wieder für die einzelnen Gruppen mit gleichem Flächenverhältnis A_p/A von beispielsweise 30% und 60% und verschiedenen Steigungsverhältnissen H/D von 0,60 bis 1,20, nach Maßgabe der Diagramme Fig. 21 und 22 die Propellerwirkungsgrade η_p sowie den Slip über dem Tourenbelastungsgrad C_n auf, so hat man einen unmittelbaren Ver-

gleich jeder Propellergruppe bei gleichem Schub, gleicher Geschwindigkeit und gleicher Tourenzahl und kann das zweckmäßigste Steigungsverhältnis H/D aus den Wirkungsgradkurven unmittelbar entnehmen. Durch den Slipgrad

$$\frac{n D}{V_e} = C_s$$

ist auch der Propellerdurchmesser bestimmt.

$$D = C_s \cdot \frac{V_e}{n}.$$

Es geht aus den betreffenden Diagrammen Fig. 21 u. 22 folgendes hervor.

Bei allen Gruppen mit gleichen Flächenverhältnissen nehmen mit Erhöhung des Tourenbelastungsgrades

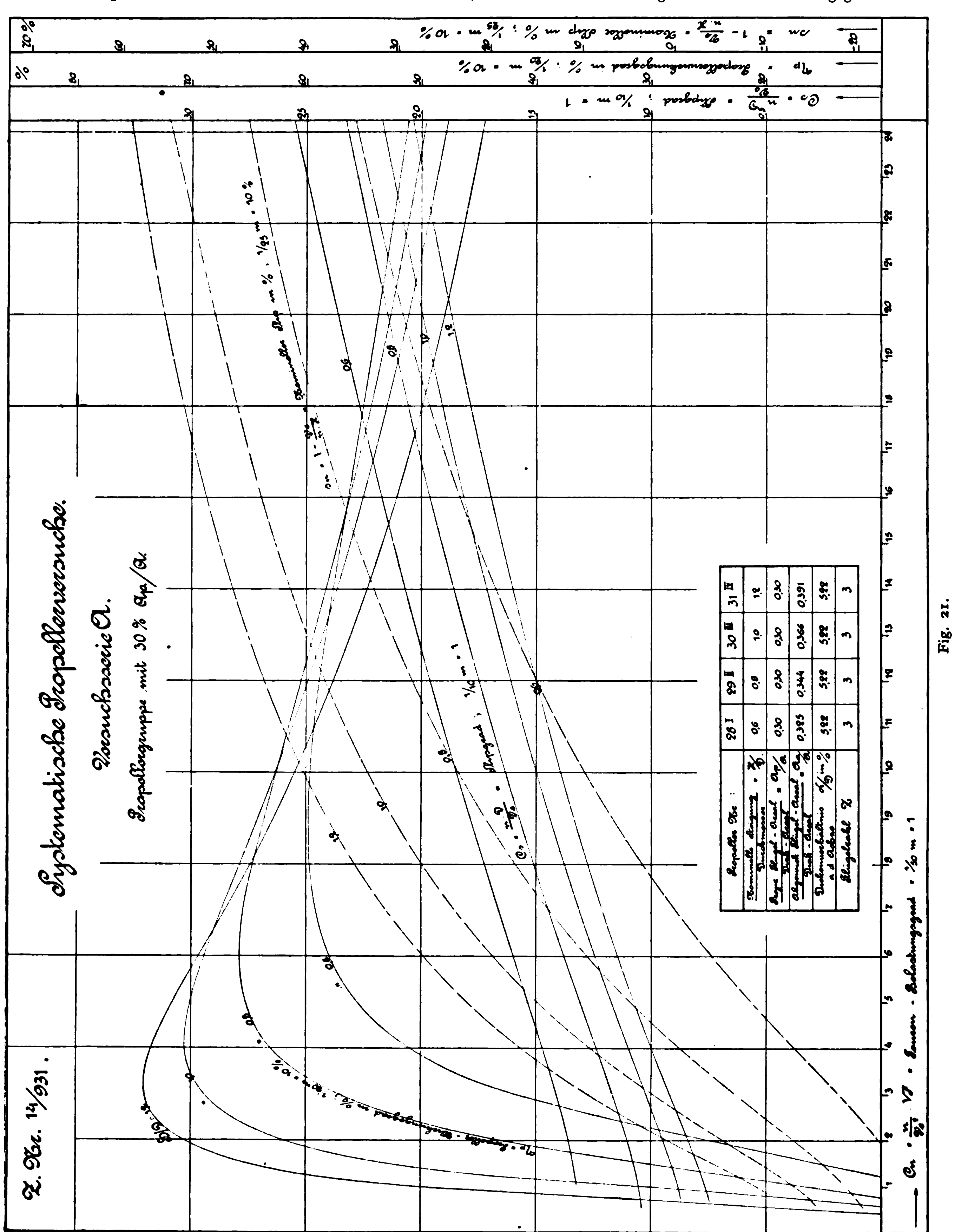


Fig. 21.

$$C_n = \sqrt{S} \cdot \frac{n}{V_e^2}$$

die Propellerwirkungsgrade η_p zunächst schnell zu und darauf, nachdem ein gewisses, von den Steigungsverhältnissen abhängiges Maximum erreicht ist, wieder, aber verhältnismäßig langsam ab. Diejenigen Tourenbelastungsgrade, welche vor der Erreichung der maximalen Propellerwirkungsgrade liegen, kommen für praktische Zwecke wohl kaum in Betracht, da denselben Propeller von unnötig geringen Touren zugeordnet sind, die ihrerseits schwere Maschinen erfordern, und doch keine günstige Kraftübertragung erwarten lassen.

Bei geringen Belastungsgraden sind durchweg die höheren Steigungsverhältnisse infolge ihres besseren Propellerwirkungsgrades als die günstigeren anzusehen, erst bei größe-

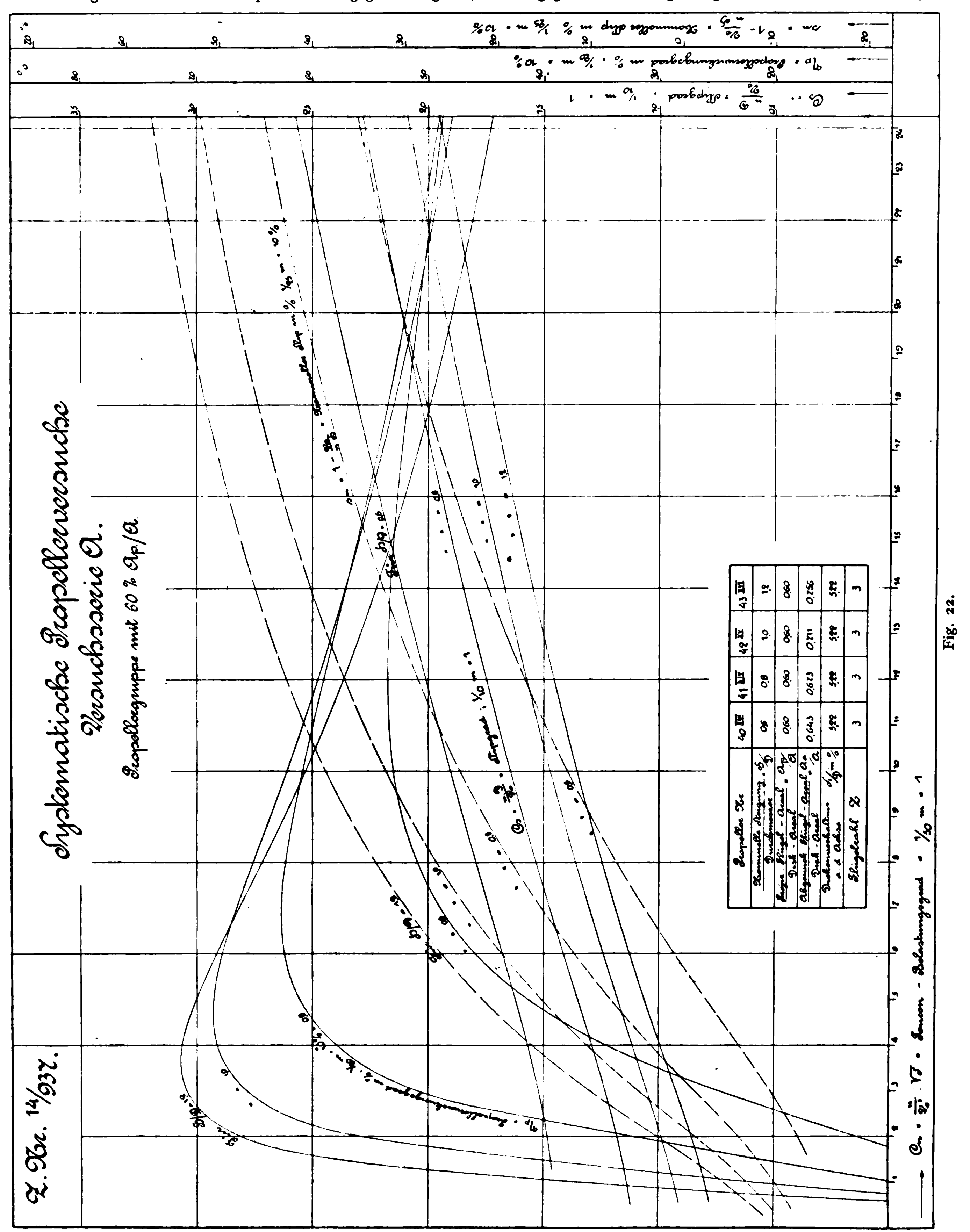


Fig. 22.

ren Belastungsgraden ändern sich diese Verhältnisse zugunsten der kleineren Steigungsverhältnisse.

Das Maximum der Wirkungsgradkurve liegt bei den einzelnen Gruppen mit gleichen Flächenverhältnissen und verschiedenen Steigungsverhältnissen bei um so höheren Belastungsgraden, je kleiner die Steigungsverhältnisse sind und bei den einzelnen Gruppen mit gleichen Steigungsverhältnissen, aber verschiedenen Flächenverhältnissen bei um so höheren Belastungsgraden, je größer die Flächenverhältnisse sind, so daß man hieraus schon den Schluß ziehen kann, daß bei den höheren Belastungsgraden Propeller von kleinen Steigungsverhältnissen und großen Flächenverhältnissen sich als die vorteilhafteren erweisen müssen.

Bei gleichen Belastungsgraden sind die Propellerwirkungsgrade für dieselben Steigungsverhältnisse um so größer, je kleiner die Flächenverhältnisse sind und zwar in einem höheren Grade bei den niedrigeren Steigungsverhältnissen und in einem nur geringen bei den höheren Steigungsverhältnissen.

Bei gleichen Belastungsgraden $\sqrt{S} \cdot \frac{n}{V_e^2}$ sind bei den einzelnen Gruppen mit gleichem Flächenverhältnis die Slipgrade $C_s = \frac{nD}{V_e}$ und demnach auch die Propellerdurchmesser, um den gleichen Schub bei derselben Geschwindigkeit mit gleicher Tourenzahl zu erzeugen, naturgemäß um so größer, je kleiner die Steigungsverhältnisse sind.

Anwendung der Diagramme (Fig. 21 u. 22) bei einem vorliegenden Projekt.

Das obige Zweischraubenschiff soll seine Konstruktionsgeschwindigkeit von 27 kn mit 500 Touren pro Minute erreichen. Der Propellerdurchmesser sei nicht beschränkt.

Verlangt: Zweckmäßigste Dimensionen des Propellers und abgebremste Wellenpferdestärken.

Man reduziere zunächst die für die Konstruktion einzuhaltende Tourenzahl von 500/min. im Verhältnis der Übertragung von Schiff zu Modell auf

$$\frac{500}{\sqrt{1{,}05}} = 488/\text{min.} = 8{,}14/\text{sek.},$$

so beträgt der Tourenbelastungsgrad

$$C_n = \sqrt{S} \cdot \frac{n}{V_e^2} = \frac{\sqrt{10\,270} \cdot 8{,}14}{13{,}32^2} = 4{,}65.$$

Hierfür ergibt sich durch Interpolation der Diagramme (Fig. 21) der Propellergruppe mit 30% A_p/A Flächenverhältnis ein günstiges Steigungsverhältnis $H/D = 1{,}2$, ein reiner Propellerwirkungsgrad $\eta_p = 0{,}725$ und ein Slipgrad

$$C_s = \frac{nD}{V_e} = 1{,}04.$$

Der zweckmäßigste Propellerdurchmesser beträgt demnach

$$D = 1{,}04 \frac{V_e}{n} = 1{,}04 \frac{13{,}32}{8{,}14} = 1{,}703 \text{ m}$$

und die günstigste Steigung

$$H = D \cdot 1{,}2 = 1{,}703 \cdot 1{,}2 = 2{,}044 \text{ m}.$$

Die abgebremsten Wellenpferde pro Maschine würden sich bei $\eta_p = 0{,}725$ zu

$$\frac{SPS}{\eta_p} = WPS = \frac{1823}{0{,}725} = 2515,$$

mithin für beide zusammen zu 5030 ergeben. Für die Konstruktion wieder um 5% vermehrt, ergibt

$$WPS = 5030 \cdot 1{,}05 = 5280.$$

F. Auswertung von Probefahrtsresultaten auf Grund der Modellpropeller-Versuchsergebnisse.

Die Dimensionierung der günstigsten Propeller für den Fall einer bestimmten vorliegenden Konstruktion auf Grund der Resultate systematischer Modellpropellerversuche nach der Methode der Auswertung für gleichen Durchmesserbelastungsgrad

$$C_d = \frac{\sqrt{S}}{D\,V_e}$$

bzw. gleichen Tourenbelastungsgrad

$$C_n = \sqrt{S} \cdot \frac{n}{V_e^2},$$

wie sie in den Diagrammen Fig. 19/20 und 21/22 zur Darstellung gebracht worden ist, kann in exakter Weise nur dann ausgeführt werden, wenn vorher die Widerstandsverhältnisse des betreffenden Fahrzeuges für die verlangte Geschwindigkeit durch einen Modellschleppversuch ermittelt worden sind und somit auch der Schub S bekannt ist, den die Propeller auszuüben haben.

Um dem Konstrukteur eine Handhabe zu bieten, auch in Ermangelung von Schiffsmodellversuchen eine bequeme Auswertung von Probefahrtsresultaten an Hand der Ergebnisse von systematischen Propellerversuchen vornehmen zu können und ihm gleichzeitig darüber Aufschluß zu geben, ob die von ihm gewählten Propeller günstig gearbeitet haben, dürfte in manchen Fällen die in folgendem erörterte und in den Diagrammen Fig. 23 und 24 dargestellte Auftragungsmethode der Modellpropeller-Versuchsresultate erwünscht sein.

Nach früherem läßt sich das Drehmoment eines bestimmten Propellermodells von festgelegten Konstruktionsverhältnissen aber beliebigen absoluten Dimensionen für einen bestimmten nominellen Slip s_n durch die Beziehung ausdrücken:

$M = c_2 \cdot n^2 \cdot D^2 \cdot H^3$, wobei c_2 eine Konstante bedeutet, die dem betreffenden Propellermodell eigentümlich und nur abhängig vom Slip ist.

$$H/D = k = \text{Steigungsverhältnis},$$

$$H = k \cdot D,$$

$$\therefore M = c_2 \cdot n^2 \cdot k^3 \cdot D^5,$$

$$s_n = \frac{nH - V_e}{nH} = 1 - \frac{V_e}{nH} = 1 - \frac{V_e}{n \cdot k \cdot D},$$

$$D = \frac{V_e}{n \cdot k\,(1 - s_n)},$$

$$\therefore M = \frac{c_2 \cdot V_e^5}{n^3 \cdot k^2\,(1 - s_n)^5},$$

$$M \cdot \frac{n^3}{V_e^5} = \frac{c_2}{k^2\,(1 - s_n)^5}.$$

Diese Beziehungsgleichung besagt, daß ein bestimmtes Propellermodell, welches z. B. auf der Probefahrt bei der Fortschrittsgeschwindigkeit V_e (unter Berücksichtigung des Nachstroms) mit der Tourenzahl n ein bestimmtes Drehmoment M aufgezehrt und daher die Leistung an abgebremsten Wellenpferdestärken von

$$WPS = \frac{2\pi n M}{75}$$

zu seiner Drehung erfordert hat, bei einem ganz bestimmten nominellen Slip s_n gearbeitet haben muß, dem bekanntlich wiederum ein ganz bestimmter Wirkungsgrad η_p zugeordnet ist. Trägt man daher die Resultate einer Serie gesetzmäßig voneinander abgeleiteter Modellpropeller, d. h. die Wirkungsgrade η_p und die dem nominellen Slip entsprechenden Slipgrade

$$C_s = \frac{nD}{V_e} = \frac{1}{k\,(1 - s_n)}$$

als Funktion von

$$M \cdot \frac{n^3}{V_e^5} = \frac{c_2}{k^2\,(1 - s_n)^5}$$

oder wie dies in den Diagrammen Fig. 23 und 24 der größeren Übersichtlichkeit wegen für einzelne Gruppen mit gleichen Flächenverhältnissen A_p/A bei verschiedenen Steigungsverhältnissen H/D geschehen ist, als Funktion des sog. Touren-Momentgrades

$$C_{nm} = n \cdot \sqrt[3]{\frac{M}{V_e^5}} = \sqrt[3]{\frac{c_2}{k^2\,(1 - s_n)^5}} \quad \ldots$$

graphisch auf, so läßt sich bei Kenntnis der durch die Probefahrt bei der betreffenden Geschwindigkeit V_e mit der Tourenzahl n festgestellten abgebremsten Wellenpferdestärken WPS und des daraus resultierenden Drehmomentes

$$M = \frac{WPS \cdot 75}{2 \pi n}$$

bei dem damit bestimmten Tourenmomentgrad C_{nm} für das vorliegende Steigungsverhältnis H/D der betreffende Wirkungsgrad η_p, mit dem der Propeller gearbeitet haben muß, aus den zugehörigen Diagrammen ohne weiteres entnehmen. Eine Probe auf die Richtigkeit dieses Auswertungsverfahrens kann in der Weise ausgeführt werden, daß man bei dem in dem betreffenden Fall vorliegenden Tourenmomentgrad C_{nm} für den durch Tourenzahl n, Durchmesser D und Fortschrittsgeschwindigkeit V_e bestimmten Slipgrad der Probefahrt

$$C_s = \frac{n D}{V_e}$$

nachprüft, ob hierbei tatsächlich aus der Kurvenschar der Slipgrade der systematischen Modellpropeller-Versuchsresultate durch Interpolation dasjenige Steigungsverhältnis zu entnehmen ist, welches der betreffende Schiffspropeller in Wirklichkeit gehabt hat.

Derartige Kontrollrechnungen, die an Hand der Diagramme Fig. 23 und 24 nach den Probefahrtsresultaten einer Reihe Kriegs- und Handelsschiffe zahlenmäßig durchgeführt wurden, haben die Übertragbarkeit der Modellversuchsergebnisse auf die ausgeführten Schiffspropeller bestätigt.

Der Gang der Untersuchung war dabei folgender:

Gegeben waren Durchmesser D und Steigung H, mithin auch das Steigungsverhältnis H/D der ausgeführten Schiffspropeller, ferner ihre Flügelzahl z und das Flächenverhältnis A_p/A und durch die Probefahrt die Fahrtgeschwindigkeit V_s in kn sowie die indizierten Pferdestärken IPS pro Maschine und Tourenzahlen n_s pro Minute festgestellt.

$V_m = V_s \cdot 0{,}5144$ = Schiffsgeschwindigkeit in m/sec,

$V_e = V_m (1 - w)$ = nominelle Zuflußgeschwindigkeit des Wassers in den Propeller,

w = Nachstromziffer $= 0{,}05$,

$n = \frac{n_s}{60}$ = Tourenzahl pro Sekunde,

$\cdot/\cdot\ C_s = \frac{n \cdot D}{V_e}$ = Slipgrad,

$WPS = IPS \cdot \eta_m = IPS \cdot 0{,}9$ = abgebremste Wellenpferdestärken,

$M = \frac{WPS \cdot 75}{2 \pi n}$ = Drehmoment, welches die betreffende Schraube auf der Probefahrt aufgezehrt hat, in mkg,

$\cdot/\cdot\ C_{nm} = n \cdot \sqrt[3]{\frac{M}{V_e^5}}$ = Tourenmomentgrad.

Für diesen so bestimmten Wert von C_{nm} läßt sich nun aus den Diagrammen Fig. 23 und 24 unter Berücksichtigung der Gruppen gleichen Flächenverhältnisses bei dem errechneten Slipgrad C_s durch Interpolation in den betreffenden Slipgradkurven ein zugeordnetes Steigungsverhältnis H/D entnehmen. Gleichzeitig geben die diesen Steigungsverhältnissen zugeordneten auf gleicher Ordinate liegenden Werte der η_p-Kurven den Wirkungsgrad an, unter dem der untersuchte Propeller auf der Probefahrt gearbeitet haben muß. Wie aus einem Vergleich der errechneten Werte für die Steigungsverhältnisse mit denen der wirklich vorliegenden der ausgeführten Schiffspropeller ersehen werden konnte, stimmten beide im allgemeinen relativ gut miteinander überein, so daß sich hierdurch die Übertragbarkeit der Modellpropeller-Versuchsergebnisse auf die Verhältnisse der ausgeführten Schiffsschrauben nachweisen ließ.

Die Diagramme Fig. 23 und 24 können, wie später gezeigt werden soll, unter gewissen Bedingungen ferner vorteilhaft dazu verwendet werden, um für den vorliegenden Konstruktionsfall, daß für ein Schiff eine bestimmte Maschine, die ihre Maximalleistung an abgebremsten Wellenpferden WPS mit der Tourenzahl n_s pro Minute abgibt, bereits festgelegt ist, denjenigen Propeller zu dimensionieren, der bei der verlangten Fahrtgeschwindigkeit auf die betreffenden Umdrehungen kommt und gleichzeitig unter diesen Verhältnissen mit einem bestmöglichen Wirkungsgrad arbeitet, d. h. dabei auch den größten nutzbaren Schub erzeugt. Hierzu mag zunächst erwähnt werden, daß diese Aufgabe, welche allerdings an den praktischen Propellerkonstrukteur in der bezeichneten Form meistens herantritt und auch zu lösen versucht wird, eigentlich eine technische Überbestimmung in sich trägt und zwar aus folgendem Grunde:

Angenommen, es wäre tatsächlich an der Hand der Diagramme systematischer Modellpropeller-Versuchsergebnisse oder auch vermittelst üblicher bewährter Propellerberechnungsformeln derjenige Propeller bestimmt worden, welcher unter den betreffenden Verhältnissen den besten Wirkungsgrad aufweist, so besagt dies zunächst nur, daß derselbe rein als Transformator betrachtet, imstande sein würde, bei der bezeichneten Geschwindigkeit ohne Rücksicht auf den vorliegenden Schiffswiderstand, die Dreharbeit der Maschine in eine größtmögliche Schubarbeit umzusetzen, d. h. hierbei einen in seinem Maximum begrenzten Schub zu liefern. Reicht nun dieser Schub nicht dazu aus, um bei der betreffenden Geschwindigkeit den Schiffswiderstand (inkl. Schraubensog) zu überwinden, so wird es dem Fahrzeug auch nicht möglich sein, auf die verlangte Geschwindigkeit zu kommen. Man ersieht hieraus, daß sich die Dimensionierung eines Propellers für einen bestimmten Konstruktionsfall ohne Berücksichtigung der Widerstandsverhältnisse des Fahrzeuges, wie sie in der Praxis meistens in Ermangelung von Schiffsmodellversuchsresultaten auf Grund von Propellerberechnungsformeln versucht wird, eigentlich prinzipiell nicht in exakter Weise ausführen läßt. Die Unsicherheit, die in diesem Verfahren liegt, ist jedoch, wie in folgendem nachgewiesen werden soll, nicht so groß, um die Anwendbarkeit desselben für praktische Zwecke vollkommen auszuschließen. Einem geschickten Konstrukteur wird es in den meisten Fällen möglich sein, an Hand von zuverlässigen Probefahrtsresultaten ähnlich ausgeführter Fahrzeuge diejenige Geschwindigkeit vermittelst Überschlagsformeln mit ziemlicher Genauigkeit errechnen zu können, welche das projektierte Schiff mit der vorgesehenen Maschinenleistung bei den betreffenden Touren erreichen wird. Unter diesen Umständen liegt der sog. Tourenmomentgrad

$$C_{nm} = n \cdot \sqrt[3]{\frac{M}{V_e^5}}$$

fest, so daß das zweckmäßigste Steigungsverhältnis H/D bei bestem Wirkungsgrade η_p aus den Diagrammen Fig. 23/24 wie auch der diesem zugehörige Slipgrad

$$C_s = \frac{n D}{V_e}$$

entnommen und aus letzterem der Durchmesser

$$D = C_s \cdot \frac{V_e}{n}$$

berechnet werden kann. Die zahlenmäßige Durchführung dieser Rechnung mag wieder an dem Beispiel des projektierten Zweischraubenmotorbootes gezeigt werden, welches die vorgesehene Konstruktionsgeschwindigkeit von $V_e = 27$ kn mit $WPS = 5280$ abgebremsten Wellenpferden bei $n_s = 500$ Touren pro Minute erreichen soll. Unter diesen Umständen beträgt das an jeder Welle zur Verfügung stehende Drehmoment

$$M = \frac{WPS \cdot 75}{2 \pi n},$$

$$n = \frac{n_s}{60} = \frac{500}{60} = 8{,}333/\text{sec},$$

$$\cdot/\cdot\ M = \frac{1}{2} \cdot \frac{5280 \cdot 75}{2 \pi 8{,}33} = 3785 \text{ mkg},$$

$$V_e = V_s \cdot 0{,}5144 \cdot (1 - w),$$

$$w = 0{,}04$$

angenommen;

$$V_e = 27 \cdot 0{,}5144 \cdot 0{,}96 = 13{,}32 \text{ m/sec};$$

Tourenmomentgrad

$$C_{nm} = n \cdot \sqrt[3]{\frac{M}{V_e^5}} = 8{,}33 \sqrt[3]{\frac{3785}{13{,}32^5}} = 1{,}74.$$

Für diesen Wert von C_{nm} läßt sich nach den Diagrammen Fig. 23 der Propellergruppe mit $A_p/A = 30\%$ als zweckmäßigstes Steigungsverhältnis $H/D = 1{,}2$, ein reiner Propellerwirkungsgrad $\eta_p = 72\%$ und ein zugehöriger Slipgrad

$$C_s = \frac{nD}{V_e} = 1{,}07$$

entnehmen und aus letzterem der betreffende Propellerdurchmesser D berechnen;

$$D = C_s \cdot \frac{V_e}{n} = 1{,}07 \cdot \frac{13{,}32}{8{,}33} = 1{,}71 \text{ m};$$

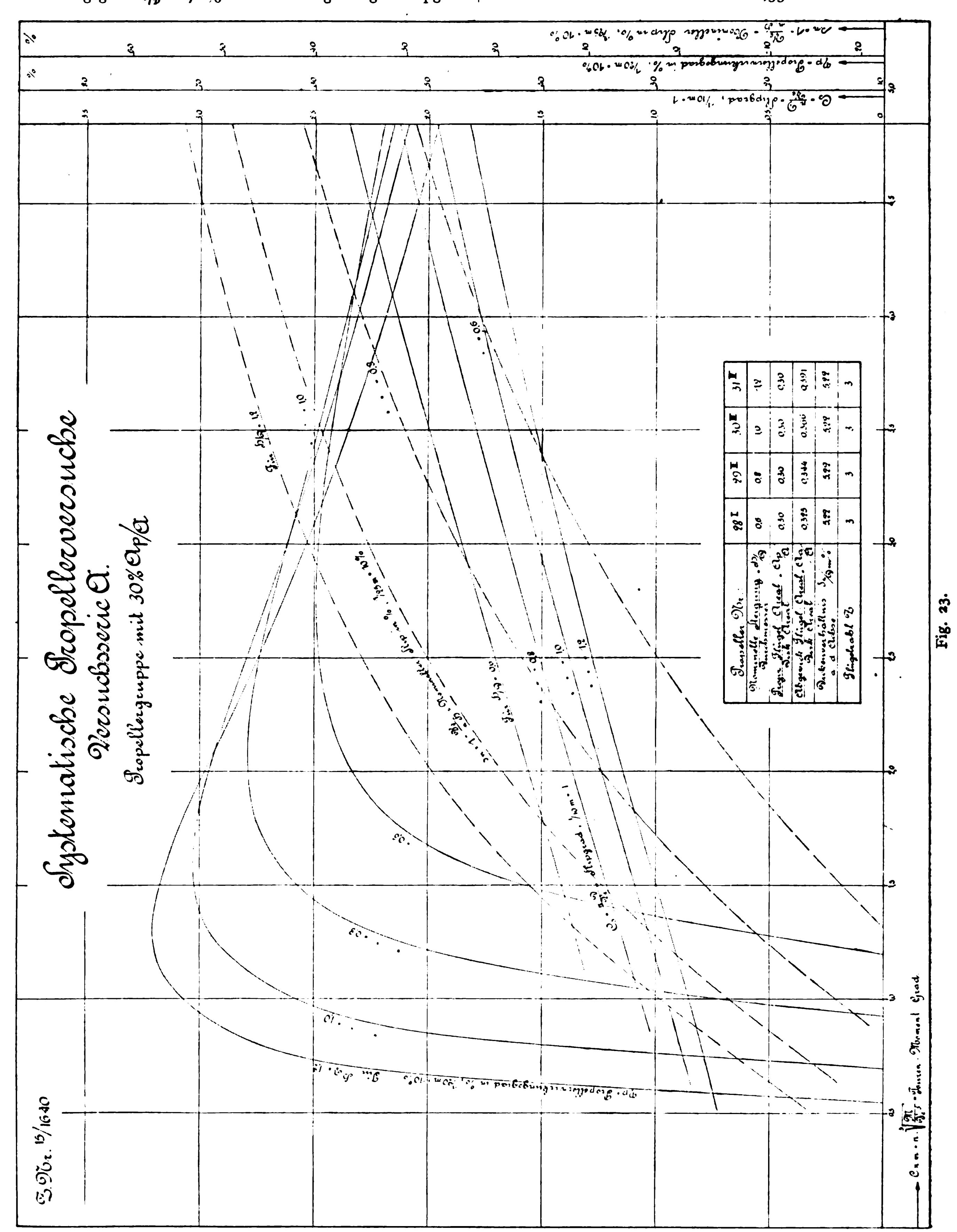


Fig. 23.

als Steigung ergibt sich bei

$$H/D = 1{,}2,$$

$$H = 1{,}2 \cdot 1{,}71 = 2{,}05 \text{ m}.$$

Würde man sich in der überschläglichen Bestimmung der erreichbaren Geschwindigkeit geirrt haben, insofern als dieselbe in Wirklichkeit nicht $V_s = 27$ kn sondern nur 26 kn beträgt, so würde unter sonst gleichen Konstruktionsverhältnissen der Maschine ein Tourenmomentgrad

$$C_{nm} = n \cdot \sqrt[3]{\frac{M}{V_e^5}} = 8{,}33 \cdot \sqrt[3]{\frac{3785}{12{,}85^5}} = 1{,}84$$

vorliegen.

Nach den Diagrammen Fig. 23 der Gruppe mit 30%

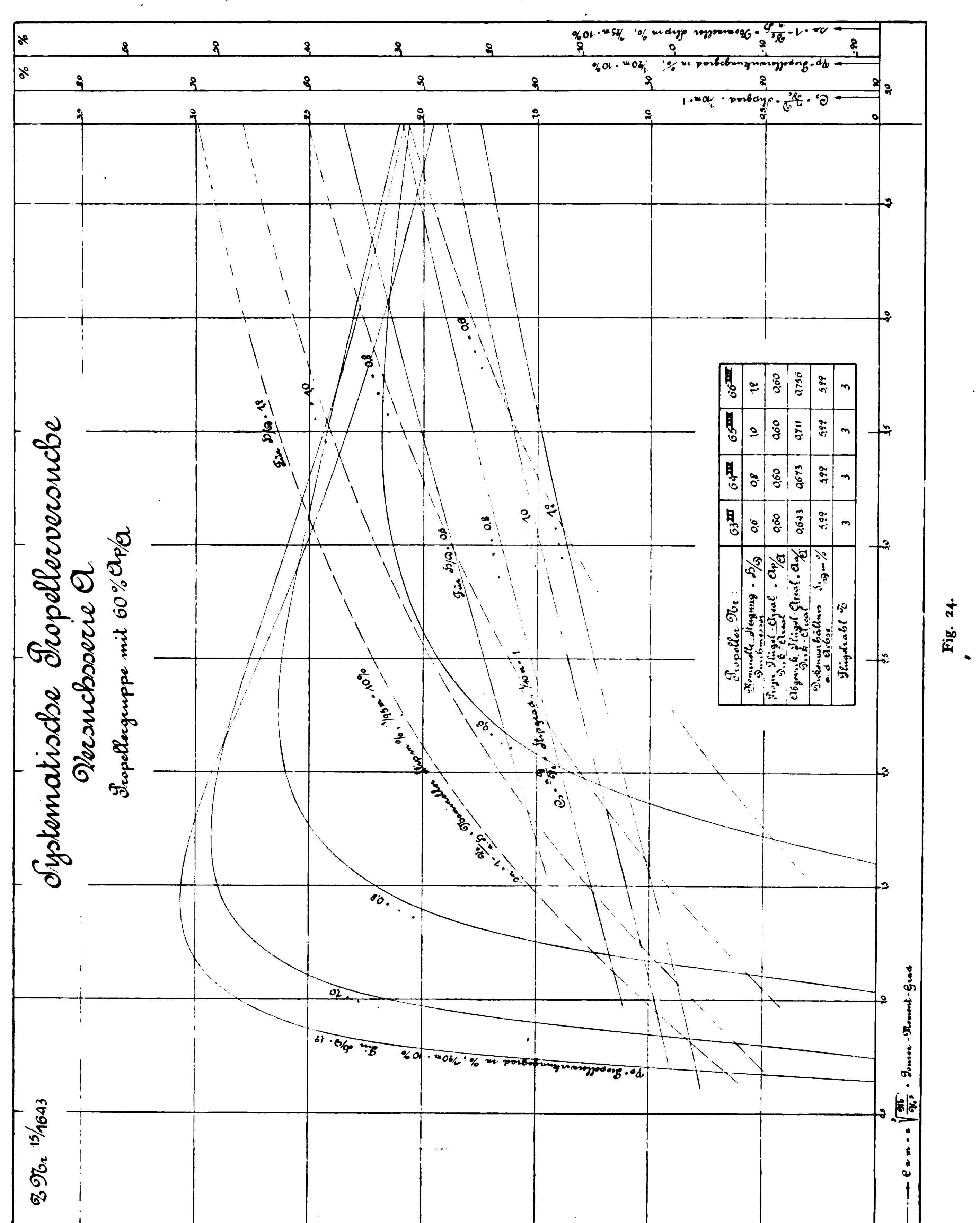


Fig. 24.

A_p/A ist unter diesen Verhältnissen das günstigste Steigungsverhältnis bei $C_{nm} = 1{,}84$ ebenfalls $H/D = 1{,}2$, der Wirkungsgrad $\eta_p = 71{,}2\%$ und der zugehörige Slipgrad

$$C_s = \frac{nD}{V_e} = 1{,}1.$$

Aus letzterem ergibt sich der Propellerdurchmesser

$$D = C_s \cdot \frac{V_e}{n} = 1{,}1 \cdot \frac{12{,}85}{8{,}33} = 1{,}698 \text{ m}$$

und bei $H/D = 1{,}2$, die Steigung

$$H = 1{,}2 \cdot 1{,}698 = 2{,}04 \text{ m}.$$

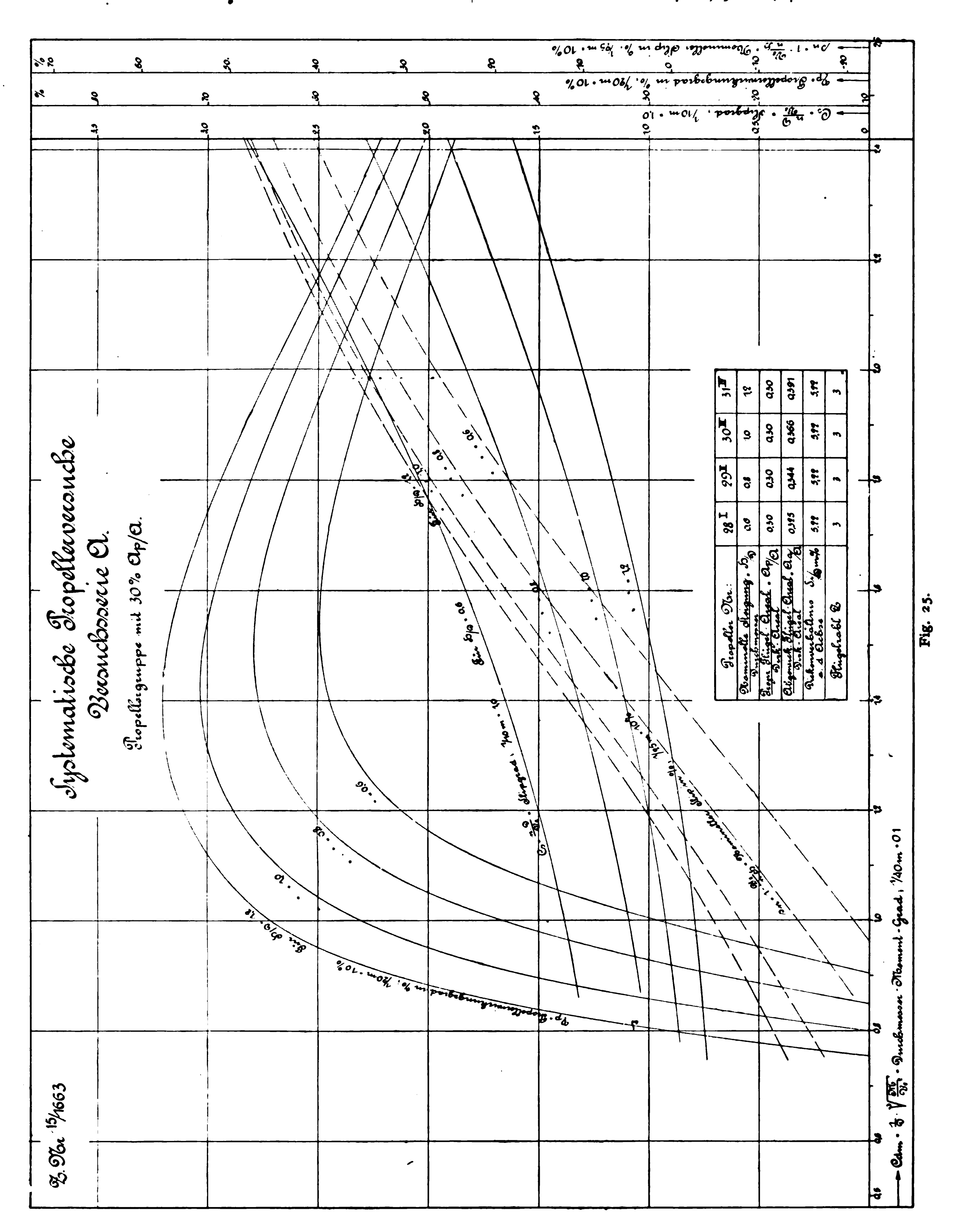


Fig. 25.

Wie aus dem Vergleich der errechneten Propellerdimensionen unter Annahme zwei voneinander abweichender Schiffsgeschwindigkeiten zu ersehen, ist der Unterschied in den Abmessungen nur unbedeutend, so daß damit der geringe Einfluß einer schätzungsweise selbst um 1 Knoten anders angenommenen Fahrtgeschwindigkeit bei der Auswertung der Versuchsdiagramme Fig. 23/24 gekennzeichnet sein dürfte.

Es ist eine bekannte, oft beobachtete Erscheinung, daß besonders bei Motorschiffen und Motorbooten die verlangte Fahrtgeschwindigkeit vielfach deswegen nicht erzielt wird, weil die Maschine infolge eines in Durchmesser oder Steigung zu groß bemessenen Propellers nicht auf diejenigen Touren kommen kann, bei welcher sie ihre volle Konstruktionsleistung abzugeben imstande sein würde. Ist der Propeller zu klein

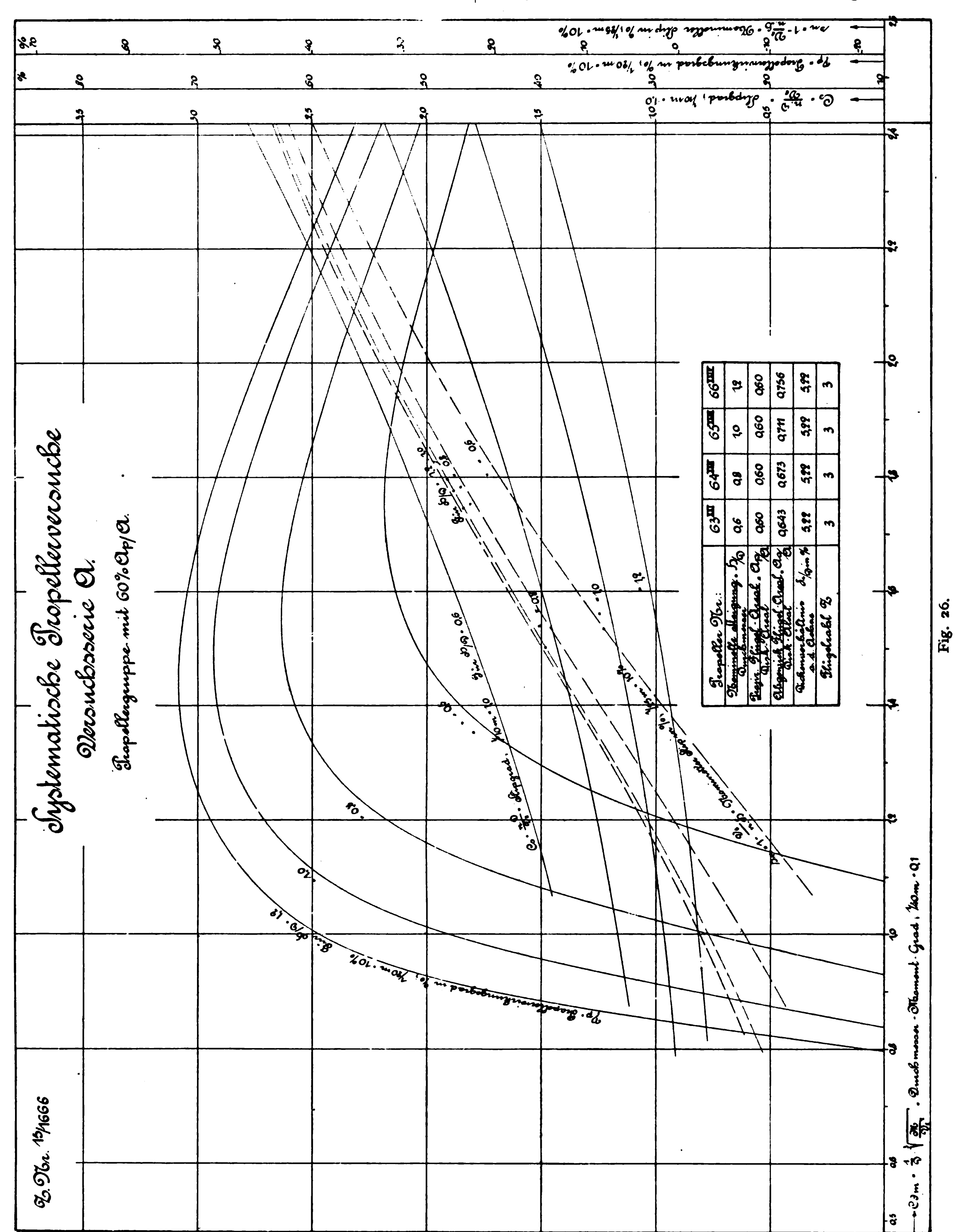


Fig. 26.

dimensioniert, so wird anderseits die Konstruktionstourenzahl bis zu einem gewissen Grade überschritten, die Schraube aber unter den letzteren Verhältnissen mit einem übermäßig hohen Slip und ungünstigen Wirkungsgrade arbeiten, und das Fahrzeug aus diesem Grunde ebenfalls nicht auf die verlangte, sonst mit richtig gewählten Propellern erreichbare Geschwindigkeit kommen.

In beiden Fällen dürfte es erstrebenswert sein, eine Abänderung in den Schraubendimensionen dahin zu treffen, daß die volle Motorleistung bei der verlangten Geschwindigkeit gerade mit der Konstruktionstourenzahl der Maschine abgegeben wird. Um hierfür die erforderlichen Unterlagen zu bieten, ist eine Auswertung der systematischen Propellerversuchsresultate Serie A nach der in folgendem erörterten Methode und der durch die Diagramme Fig. 25 und 26 dargestellten Weise vorgenommen worden.

Wie bereits früher erwähnt, entspricht bei einem bestimmten vorliegenden Propellermodell, einem bestimmten nominellen Slip s_n und Slipgrad

$$C_s = \frac{nD}{V_e},$$

ein ganz bestimmter Wirkungsgrad η_p und eine ganz bestimmte Momentenkonstante

$$c_2 = \frac{M}{n^2 \cdot D^2 H^3},$$

$$H = k \cdot D,$$

$$k = \text{Steigungsverhältnis},$$

$$\cdot/\cdot \; c_2 = \frac{M}{k^3 \cdot n^2 D^5},$$

$$n H = k \cdot n D = \frac{V_e}{1 - s_n},$$

$$n = \frac{V_e}{k \cdot D (1 - s_n)},$$

$$\cdot/\cdot \; c_2 = \frac{M \cdot k^2 \cdot D^2 (1 - s_n)^2}{k^3 D^5 \cdot V_e^2} = \frac{M (1 - s_n)^2}{k \cdot D^3 \cdot V_e^2},$$

$$\frac{M}{D^3 \cdot V_e^2} = \frac{c_2 \cdot k}{(1 - s_n)^2}.$$

Diese Gleichung besagt, daß bei vorliegendem Maschinendrehmoment M, wie es z. B. bei einem Motor, welcher seine volle Leistung an abgebremsten Wellenpferdestärken WPS bei der Konstruktionstourenzahl n_s pro Minute abgeben kann, durch die Beziehung

$$M = \frac{WPS \cdot 75 \cdot 60}{2\pi \cdot n_s}$$

festliegt, ein bestimmtes Propellermodell vom Durchmesser D und Steigungsverhältnis $H/D = k$ bei der Fahrtgeschwindigkeit V_e in m/sec (unter Berücksichtigung des Nachstroms) nur auf einen bestimmten nominellen Slip s_n und Slipgrad

$$C_s = \frac{nD}{V_e}$$

zu bringen ist und die Maschine selbst demzufolge auch nur auf die ganz bestimmte Tourenzahl

$$n_s = \frac{C_s \cdot V_e}{D} \cdot 60$$

kommen kann, gleichgültig, ob bei dieser ihre volle Leistung bereits erreicht wird oder nicht.

Trägt man daher die Resultate systematischer Propellerversuche d. h. die Slipgrade $C_s = \frac{nD}{V_e}$ und zugehörigen Wirkungsgrade η_p als Funktion von $\frac{M}{D^3 V_e^2}$ oder wie es in den Diagrammen Fig. 25 und 26 der größeren Klarheit wegen geschehen ist, für einzelne Gruppen von gleichem Flächenverhältnis A_p/A bei verschiedenen Steigungsverhältnissen H/D, als Funktion des sog. Durchmesser-Momentgrades

$$C_{dm} = \frac{1}{D} \sqrt[3]{\frac{M}{V_e^2}} = \sqrt[3]{\frac{c_2 \cdot k}{(1 - s_n)^2}}$$

graphisch auf, so kann man an Hand derselben die Frage beantworten, ob der gewählte Propeller mit dem vorgesehenen Motor bei der verlangten Fahrtgeschwindigkeit überhaupt auf die Konstruktionstouren der Maschine zu bringen sein wird.

(Fortsetzung folgt.)

Patentschau.

(Von Ansbert Vorreiter.)

Ausliegende Patentanmeldungen.

(A: Anmeldung, E: letzter Tag der Einspruchsfrist.)

77h. 5. M. 57462. Gerüst für Luft- und Wasserfahrzeuge; Zus. z. Anm. M. 47738 u. M. 57080. Heinrich Karl Major, Berlin-Adlershof, Friedenstr. 20. A 28. 12. 14. E 20. 9. 16.

46a. 22. Z. 9080. Viertaktverbrennungskraftmaschine mit um eine ruhende Kurbelwelle umlaufenden Zylindern. Joseph Zeitlin, Fulham b. London; Vertr.: Dipl.-Ing. Dr. Landenberger, Pat.-Anw., Berlin SW 61. 13. 6. 14. Großbritannien, A 14. 6. 13. E 24. 9. 16.

Patenterteilungen.

77h. 5. 293997. Flugzeug mit sich selbsttätig dem Fahrtwind entsprechend verstellenden Tragflächen. Ernst Schulze, Berlin, Invalidenstr. 105. 26. 3. 12. Sch 40701.

Bücher-Besprechungen.

Bei der Redaktion eingegangene Bücher, Broschüren etc.:

„U 202“. Ein Kriegstagebuch von Kommandant Kapitänleutnant Freiherr von Spiegel. Verlag: August Scherl G. m. b. H., Berlin. Kl.-Okt. 138 S. Preis geheftet M. 1.—

Das Buch gibt ein anschauliches Bild über das Leben im Tauchboot und seine Anwendung als Waffe. Aus dem Inhalt: Der erste Schuß, Nachtfahrt, Gefährliche Begegnung, Der Pferdetransporteur, Umstellt, Reiche Beute, Eine Nacht auf dem Meeresgrunde, Durch das Minenfeld, Der Feind ins Netz gegangen, Englands Achtung vor dem Roten Kreuz, Lustige Jagd. Das Buch ist sehr interessant zu lesen, es ist zweifellos das beste bisher erschienene Buch über den U-Boot-Krieg. A. V.

Geschäftliche Mitteilungen der Wissenschaftlichen Gesellschaft für Luftfahrt

Telegrammadresse: Flugwissen

Geschäftsstelle: Berlin-Charlottenburg 4
Dahlmannstraße 34 (am Bahnhof Charlottenburg)

Fernsprecher: Amt Steinplatz Nr. 6001.

1. Auszeichnungen:

Unser Mitglied, Generalleutnant Messing, Exzellenz, General-Inspekteur des Militär-Luft- und Kraft-Fahrwesens, erhielt den Bayerischen Militär-Verdienst-Orden 2. Klasse mit Stern und Schwertern.

Unsere kürzliche Mitteilung von der Auszeichnung des Kriegsfreiwilligen Unteroffiziers und Freiballon-Führers Hermann Apfel mit dem Eisernen Kreuz können wir heute durch die Meldung von der Verleihung der Sächsischen Friedrich-August-Medaille in Silber an dasselbe Mitglied ergänzen.

2. Ernennungen und sonstige Nachrichten aus unserem Mitgliederkreise:

Aus Anlaß des Besuches des Kultusministers an der Frankfurter Universität wurde unser Vorstandsmitglied, der dortige Prorektor Professor Dr. Wachsmuth, zum Geheimen Regierungsrat ernannt; den Geheimen Hofrat Dr. K. von Linde, München, erwählte die Berliner Akademie der Wissenschaften zum korrespondierenden Mitglied; Dr. P. Ludewig, Privat-Dozent für Physik an der Berg-Akademie Freiberg i/Sa., wurde mit der Leitung des Instituts für Radiumkunde der gleichen Hochschule beauftragt.

3. Neuaufnahme:

Gemäß § 5 unserer Satzungen wurde als Ordentliches Mitglied in die Gesellschaft aufgenommen: Dipl.-Ing. Arno Schleusner, Leutnant d. R., z. Zt. Johannisthal b/Berlin, Waldstr. 6.

Die Geschäftsstelle.

Schriftleitung: Ansbert Vorreiter, Ingenieur, Berlin-Steglitz. — Druck von R. Oldenbourg in München.

Zeitschrift für Flugtechnik und Motorluftschiffahrt

Organ der Wissenschaftlichen Gesellschaft für Luftfahrt

HERAUSGEBER UND SCHRIFTLEITER:
Ingenieur ANSBERT VORREITER
öffentlich angestellter, beeidigter Sachverständiger für Luftfahrzeuge der Handelskammer Berlin und der Handelskammer Potsdam, Sitz Berlin
BERLIN-STEGLITZ, Sedanstraße 40/II.

LEITER DES WISSENSCHAFTLICHEN TEILS:
Dr. L. PRANDTL und Dr.-Ing. F. BENDEMANN
Professor an der Universität Göttingen — Professor, Direktor der Versuchsanstalt für Luftfahrt, Berlin-Adlershof

VERLAG VON R. OLDENBOURG IN MÜNCHEN UND BERLIN

Jahrgang VII. — 30. September 1916. — Heft 17 u. 18.

Zeitschrift
für
Flugtechnik und Motorluftschiffahrt
Organ der Wissenschaftlichen Gesellschaft für Luftfahrt

HERAUSGEBER UND SCHRIFTLEITER: LEITER DES WISSENSCHAFTLICHEN TEILS:

Ingenieur ANSBERT VORREITER
öffentlich angestellter, beeidigter Sachverständiger für Luftfahrzeuge der Handelskammer Berlin und der Handelskammer Potsdam, Sitz Berlin
BERLIN-STEGLITZ, Sedanstraße 40/II.

Dr. L. PRANDTL und Dr.-Ing. F. BENDEMANN
Professor an der Universität Göttingen — Professor, Direktor der Versuchsanstalt für Luftfahrt, Berlin-Adlershof

VERLAG VON R. OLDENBOURG IN MÜNCHEN UND BERLIN

Jahrgang VII. **30. September 1916.** **Heft 17 u. 18.**

Die Zeitschrift erscheint am mittleren und letzten Sonnabend des Monats und kostet bei Bezug durch den Buchhandel, die Postämter oder die Verlagsanstalt innerhalb Deutschland und Österreich-Ungarn pro anno M. 12.—, pro Semester M. 6.—, im Ausland M. 15.— bei direktem Bezug durch den Verlag.
ANZEIGEN werden von der Verlagsbuchhandlung zum Preise von 15 Pf. für jeden mm Höhe bei 45 mm Spaltenbreite angenommen. Bei 6-, 9-, 12-, 18- und 24maliger Wiederholung wird ein steigender Rabatt gewährt — BEILAGEN, von denen zuvor ein Probe-Exemplar einzusenden ist, werden nach Vereinbarung beigefügt.
STELLENGESUCHE werden für Mitglieder der Wissenschaftlichen Gesellschaft für Flugtechnik mit 15 Pfg. für die Zeile berechnet.
Alle Zuschriften, welche die **Expedition** oder den Anzeigenteil des Blattes betreffen, sind zu adressieren: Verlagsbuchhandlung R. Oldenbourg, München.
Zuschriften für die **Schriftleitung**: Ing. Ansbert Vorreiter, Berlin-Steglitz, Sedanstr. 40/II. Fernsprechamt Steglitz 1779, Telegr.-Adresse: »Vorreiter Berlin-Steglitz«.

INHALT:

Systematische Propellerversuche.

Von Diplom-Ingenieur **K. Schaffran.**

(Schluß aus Heft 15/16).

Für die Durchrechnung eines Zahlenbeispiels soll wieder auf das betreffende Zweischrauben-Motorboot zurückgegriffen werden, welches zur Erreichung seiner Konstruktionsgeschwindigkeit von $V_s = 27$ kn in dem erörterten Fall b eine Maschinenleistung von $WPS = 5550$ abgebremsten Wellenpferdestärken erfordert und dessen Propeller bei richtiger Dimensionierung von $D = 1500$ mm und $H = 1650$ mm $(H/D = 1{,}1)$ mit $n_s = 660$ Umdrehungen pro Minute auf die Konstruktionstouren des Motors bei Volleistung auch wirklich kommen. Es seien nun absichtlich Propeller von dem gleichen Durchmesser $D = 1500$ mm, aber der für diesen Fall zu hohen Steigung $H = 1800$ mm $(H/D = 1{,}2)$, wie sie für den dort erörterten Fall a geeignet sein würden, zum Vergleich herangezogen, um zu untersuchen, wie sich bei Wahl dieser Schrauben unter sonst gleichen Konstruktionsbedingungen der Maschine wie bei Fall b die Verhältnisse gestalten werden. Das zur Verfügung stehende Drehmoment jedes der beiden Motoren ist

$$M = \frac{1}{2} \cdot \frac{WPS \cdot 75}{2\pi \cdot n_s} \cdot 60 = \frac{1}{2} \cdot \frac{5550 \cdot 75}{2\pi\, 660} \cdot 60 = 3015 \text{ mkg.}$$

Die Fahrtgeschwindigkeit unter Berücksichtigung des Nachstroms $(w = 0{,}04)$

$$V_e = V_s\,(1 - w) \cdot 0{,}5144 = 27 \cdot (1 - 0{,}04) \cdot 6{,}5144 = 13{,}32 \text{ m/sec,}$$

mithin der Durchmesser-Momentgrad

$$C_{dm} = \frac{1}{D}\sqrt[3]{\frac{M}{V_e^2}} = \frac{1}{1{,}5} \cdot \sqrt[3]{\frac{3015}{13{,}32^2}} = 1{,}712.$$

Hierfür ergibt sich nach den Diagrammen Fig. 25 der Propellergruppe mit dem Flächenverhältnis $A_p/A = 30\%$ für das gewählte Steigungsverhältnis von $H/D = 1{,}2$ ein Slipgrad

$$C_s = \frac{nD}{V_e} = 1{,}11$$

und ein reiner Propellerwirkungsgrad

$$\eta_p = 0{,}706.$$

Infolgedessen würden die Propeller bei der verlangten Geschwindigkeit von $V_s = 27$ kn, ohne Rücksicht darauf, ob sie auch wirklich den erforderlichen Schub ausüben können, um das Fahrzeug auf diese zu bringen, infolge des zur Verfügung stehenden beschränkten Drehmoments der Motoren, nur auf

$$n_s = C_s \cdot \frac{V_e}{D} \cdot 60 = 1{,}11 \cdot \frac{13{,}32}{1{,}5} \cdot 60 = 591$$

Touren pro Minute kommen, die Maschine hierbei eine Leistung an abgebremsten Wellenpferdestärken von etwa

$$WPS = 5550 \cdot \frac{591}{660} = 4970$$

hergeben und bei dem vorliegenden reinen Propellerwirkungsgrad $\eta_p = 0{,}706$, $SPS = 0{,}706 \cdot WPS = 0{,}706 \cdot 4970 = 3510$

By

effektive Schubpferdestärken mithin einen nutzbaren Propellerschub von

$$S = \frac{SPS \cdot 75}{V_e} = \frac{3510 \cdot 75}{13{,}32} = 19\,750 \text{ kg}$$

erzeugen. Da nun aber das betreffende Fahrzeug, wie früher ausgeführt (S. 96), für die Geschwindigkeit von 27 kn — EPS = 3360 effektive Schlepppferdestärken und unter Berücksichtigung des Propellersoges und anderer zusätzlicher Einflüsse SPS = 3860 Propellerschubpferdestärken, also einen nutz-

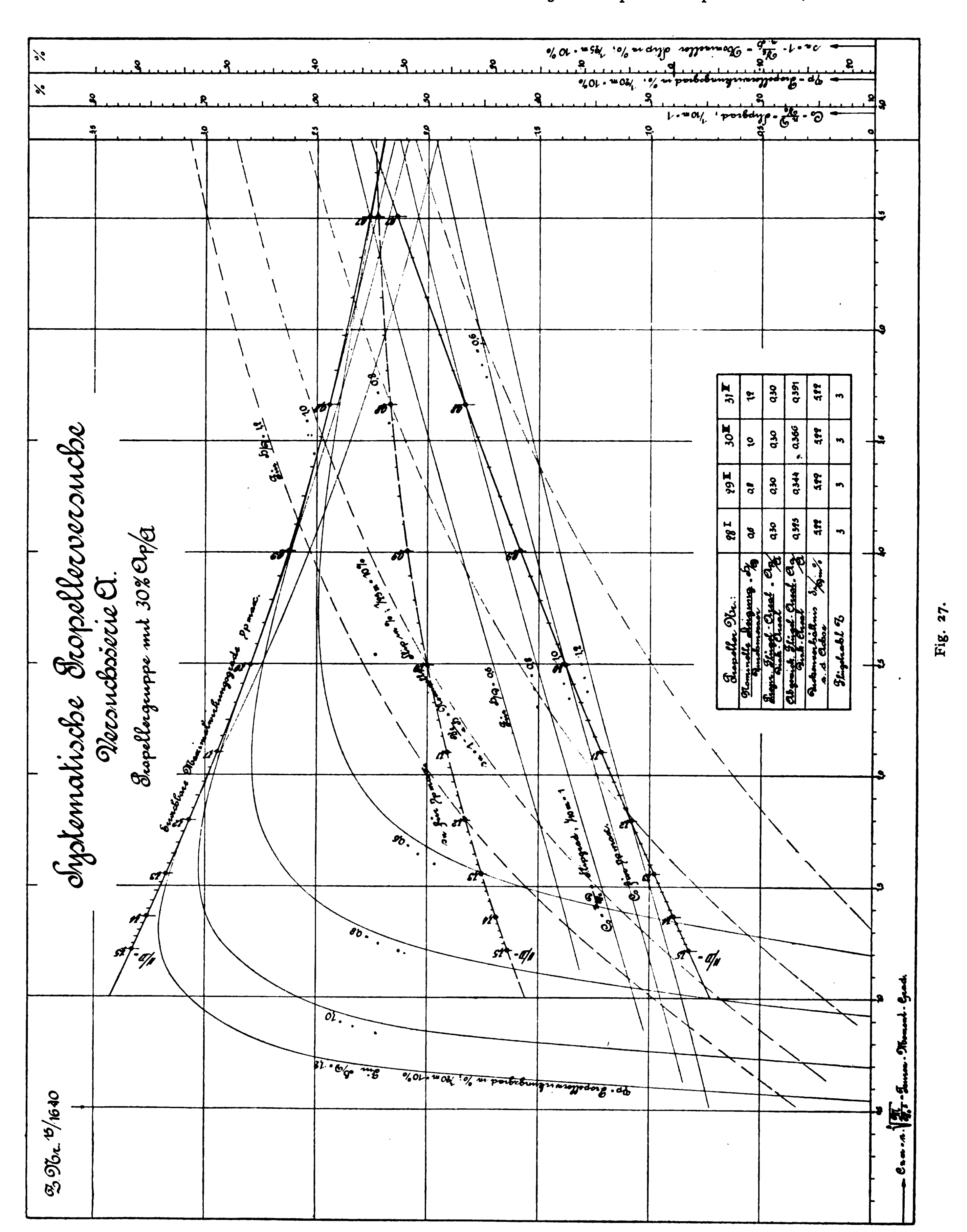


Fig. 27.

baren Propellerschub von mindestens $S = 21\,700$ kg erfordert, so wird es in dem zuletzt untersuchten Falle gar nicht möglich sein, das Schiff mit $S = 19\,750$ kg Schub auf die Konstruktionsgeschwindigkeit zu bringen. Aus diesem Grunde werden auch die Touren bei den gewählten Propellern von $D = 1500$ mm und $H = 1800$ mm ($H/D = 1{,}2$) noch weiter unter den errechneten von $n_s = 591$ pro Minute zurückbleiben und die Motoren erst recht nicht imstande sein, ihre volle Leistung abzugeben. Um dieses dennoch zu erreichen, läßt sich unter Einhaltung aller übrigen Konstruktionsverhältnisse von Schiff, Maschine und Propellern eine Anpassung der Steigung der letzteren in folgender Weise vornehmen:

Damit die Propeller von Durchmesser $D = 1500$ mm bei dem vorliegenden Durchmesser-Momentgrad

$$C_{dm} = \frac{1}{D}\sqrt[3]{\frac{M}{V_e^2}} = 1{,}712$$

bei der verlangten Geschwindigkeit $V_s = 27$ kn und $V_e = 13{,}32$ m/sec auf die Motortouren von $n_s = 660$ pro Minute, d. i. $n = 11$ pro Sekunde kommen, müßten sie bei einem Slipgrad

$$C_s = \frac{nD}{V_e} = \frac{11 \cdot 1{,}5}{13{,}32} = 1{,}23$$

arbeiten. Für diese Werte von $C_{dm} = 1{,}712$ und $C_s = 1{,}23$ bestimmen aber die Diagramme Fig. 25 ein Steigungsverhältnis $H/D = 1{,}1$, so daß die Steigung selbst von $H = 1800$ mm auf $H = D \cdot 1{,}1 = 1{,}5 \cdot 1{,}1 = 1650$ mm zu reduzieren wäre, um mit dem diesen Schrauben zugeordneten reinen Wirkungsgrad von $\eta_p = 0{,}69$ die erforderlichen Propellerschubpferdestärken von $SPS = WPS \cdot \eta_p = 5550 \cdot 0{,}69 = 3860$ zu erzeugen, welche nach früherem für den Antrieb des betreffenden Fahrzeuges bei der Konstruktionsgeschwindigkeit von 27 kn erforderlich sind.

Liegt anderseits bei dem betreffenden Projekt der Fall vor, daß die Propeller bei gleichem Durchmesser $D = 1500$ mm in ihrer Steigung zu klein, z. B. mit $H = 1500$ mm ($H/D = 1$), bemessen sind, so würden sie bei 27 kn Fahrtgeschwindigkeit nach den Diagrammen Fig. 25 bei dem Durchmessermomentgrad

$$C_{dm} = 1{,}712$$

mit dem Slipgrad

$$C_s = \frac{nD}{V_e} = 1{,}315$$

arbeiten, mithin auf

$$n_s = C_s \cdot \frac{V_e}{D} \cdot 60 = 1{,}315 \cdot \frac{13{,}32}{1{,}5} \cdot 60 = 700$$

Umdrehungen pro Minute kommen, also die normale Tourenzahl der Motoren von 660 pro Minute um etwa 6% überschreiten. Die abgebremsten Wellenpferdestärken WPS der Maschinen dürfen unter diesen Verhältnissen aber nicht um den gleichen Prozentsatz größer als bei Konstruktionsleistung angenommen werden, da das Drehmoment eines Motors bekanntlich bei Überschreitung der normalen Tourenzahl oft stark abfällt, so daß aus diesem Grunde bei 700 Motortouren in Wirklichkeit nur ungefähr mit der gleichen Leistung wie bei 660 Touren nämlich mit 5550 WPS zu rechnen sein wird. Bei dem einen Durchmessermomentgrad $C_{dm} = 1{,}712$ und einem Steigungsverhältnis $H/D = 1{,}0$ nach den Diagrammen Fig. 25 zugeordneten reinen Propellerwirkungsgrad $\eta_p = 0{,}676$ würden daher die nutzbaren Propellerschubpferdestärken $SPS = WPS \cdot \eta_p = 5550 \cdot 0{,}676 = 3750$ betragen, welche nach obigem ebenfalls nicht dazu ausreichen, um für das betreffende Fahrzeug den erforderlichen Schub bei 27 kn Geschwindigkeit zu liefern.

G. Beziehungen bei maximal erreichbaren Wirkungsgraden.

In den Diagrammen Fig. 27 ist durch die eingetragenen Kurvenzüge für die maximal erreichbaren Wirkungsgrade $\eta_{p\,max}$ das Verfahren angedeutet, um bei einer Gruppe systematisch von einander abgeleiteten Propellern (in jenem Falle solchen mit durchweg 30% A_p/A-Verhältnissen) bei einem bestimmten vorliegenden Tourenmomentgrad $C_{nm} = n\sqrt[3]{\frac{M}{V_e^5}}$, d. h. gegebener Maschinenleistung, gegebenen Touren und gegebener Fahrtgeschwindigkeit bequem den zweckmäßigsten Propellerdurchmesser und das zugehörige günstigste Steigungsverhältnis festlegen zu können. Ähnliche Auswertungen sind auf Grund der Versuchsdiagramme Fig. 19 und 20 (s. S. 97 u. 98) zunächst für gleiche Durchmesserbelastungsgrade $C_d = \frac{\sqrt{S}}{D \cdot V_e}$, d. h. gegebenen Propellerschub bei gegebenem (beschränktem) Durchmesser und gegebener Fahrtgeschwindigkeit für die Gruppen mit 30% und 60% A_p/A-Verhältnissen in den Fig. 28 und 29 zur Darstellung gebracht worden, zu dem Zweck, für diesen Fall die günstigsten Tourenzahlen und die zugehörigen besten Steigungsverhältnisse zu bestimmen. In den betreffenden Kurven ist dabei außer einer Interpolation zwischen den untersuchten Steigungsverhältnissen von $H/D = 0{,}6 - 1{,}2$ über diese hinaus noch eine Extrapolation bis zu $H/D = 0{,}5$ und $1{,}5$ vorgenommen worden, um auch noch für diese wenigstens wahrscheinliche Werte zu erlangen.

Wie aus dem Verlauf der Kurven für die Slipgrade $C_s = \frac{nD}{V_e}$ der Diagramme beider Gruppen zu ersehen, nehmen jene fast in dem ganzen untersuchten Bereich annähernd linear mit den Durchmesserbelastungsgraden $C_d = \frac{\sqrt{S}}{D \cdot V_e}$ zu, so daß die Beziehungsgleichung aufgestellt werden kann:

$$\frac{\sqrt{S}}{D \cdot V_e} = C \cdot \frac{nD}{V_e} \quad \text{oder} \quad \frac{\sqrt{S}}{D} C = nD,$$

wobei C eine der betreffenden Propellergruppe eigentümliche Konstante bedeutet. Diese Gleichung besagt entsprechend ihrer Ableitung, daß für gegebenen Schub S und gegebenen Propellerdurchmesser D zur Erreichung des unter diesen Verhältnissen bestmöglichsten Propellerwirkungsgrades unabhängig von der Fahrtgeschwindigkeit V_e eine ganz bestimmte Umfangsgeschwindigkeit und ferner bei dem gegebenen Durchmesser eine ganz bestimmte Tourenzahl $n = \frac{\sqrt{S}}{D^2} \cdot C$ eingehalten werden muß.

Ist Kavitation nicht zu befürchten, so kann man aus der Beziehungsgleichung $\frac{\sqrt{S}}{D V_e} = C \cdot \frac{nD'}{V_e}$ bei maximal erreichbaren Wirkungsgraden $\eta_{p\,max}$ folgende Gleichung zur Bestimmung der zweckmäßigsten Touren bei gegebenen Schlepp-Pferdestärken EPS und gegebenem beschränkten Propellerdurchmesser ableiten:

$$S = \text{Funktion von } \frac{EPS}{V_s}, \quad n = \frac{\sqrt{S}}{D^2} \cdot C,$$

./. günstigste Propellertourenzahl pro Minute

$$n_s = C\sqrt{\frac{EPS}{D^4 \cdot V_s}},$$

wobei C eine Konstante bedeutet, die nur für ein und dieselbe Propellergruppe mit konstanten A_p/A-Verhältnissen aber in diesem Falle auch bei verschiedenen H/D-Verhältnissen wirklich ungefähr gleich groß bleibt, was daraus zu ersehen ist, daß bei der zweiten Gruppe mit 60% A_p/A (Fig. 29) die Werte der sog. Slipgrade $C_s = \frac{nD}{V_e}$, obgleich ebenfalls direkt proportional mit

$$C_d = \frac{\sqrt{S}}{D \cdot V_e}$$

zunehmend, bei gleichen Werten von C_d kleiner sind und daher auch niedrigere Tourenzahlen bedingen, als bei der ersten Gruppe mit 30% A_p/A. Der Grund für die wenn auch nur unwesentlich höheren Wirkungsgrade der Gruppe mit 60% A_p/A gegenüber denen der Gruppe mit 30% A_p/A bei gleichen Belastungsgraden kann möglicherweise auf die den ersteren zugeordneten kleineren Tourenzahlen zurückgeführt werden.

Nachdem so in obigem einfache Beziehungsgleichungen zur Berechnung der erforderlichen Touren bei maximal erreichbaren Wirkungsgraden gegeben worden sind, wenn für

effektive Schubpferdestärken mithin einen nutzbaren Propellerschub von

$$S = \frac{SPS \cdot 75}{V_e} = \frac{3510 \cdot 75}{13{,}32} = 19\,750 \text{ kg}$$

erzeugen. Da nun aber das betreffende Fahrzeug, wie früher ausgeführt (S. 96), für die Geschwindigkeit von 27 kn — EPS = 3360 effektive Schleppferdestärken und unter Berücksichtigung des Propellersoges und anderer zusätzlicher Einflüsse SPS = 3860 Propellerschubpferdestärken, also einen nutz-

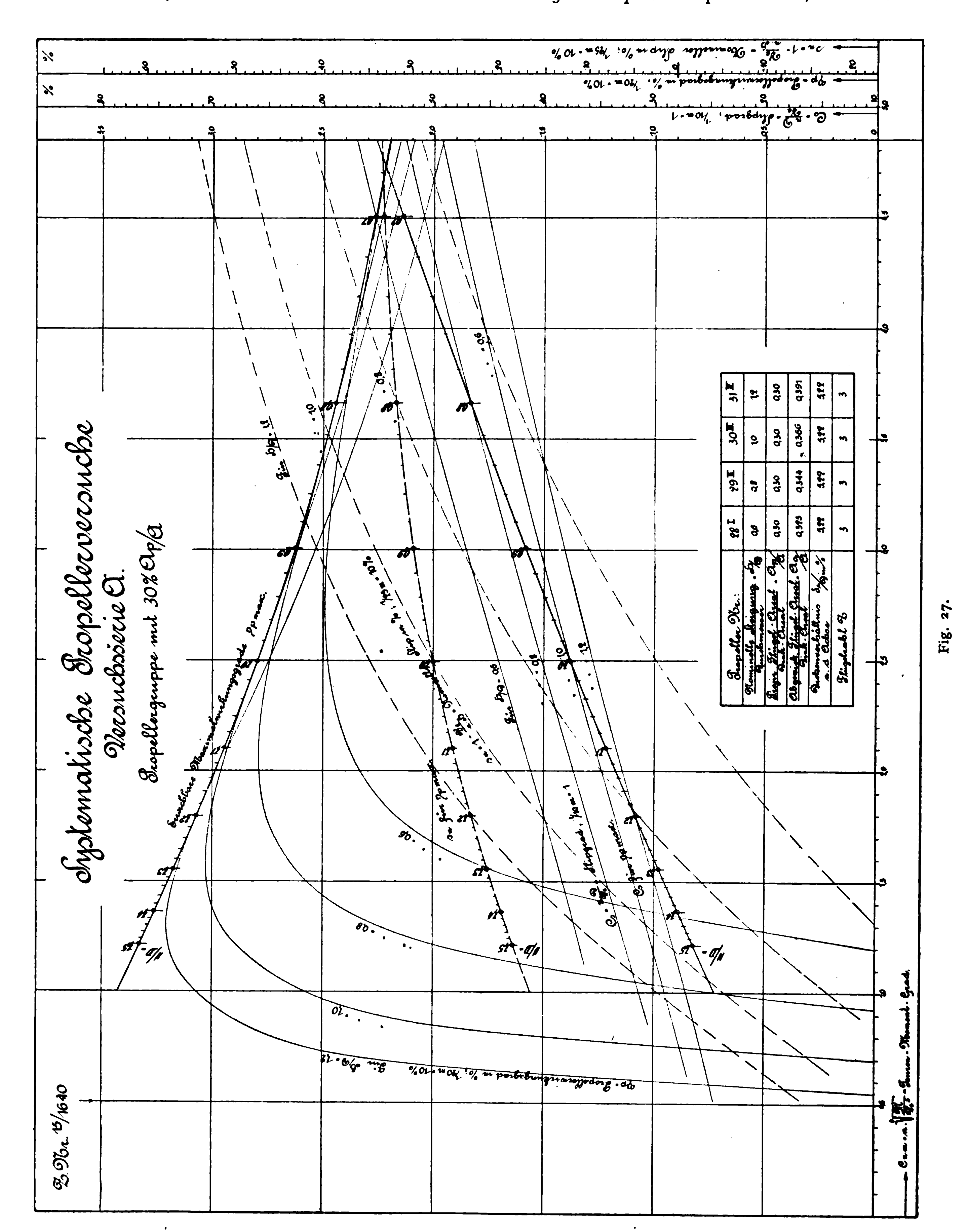


Fig. 27.

baren Propellerschub von mindestens $S = 21\,700$ kg erfordert, so wird es in dem zuletzt untersuchten Falle gar nicht möglich sein, das Schiff mit $S = 19\,750$ kg Schub auf die Konstruktionsgeschwindigkeit zu bringen. Aus diesem Grunde werden auch die Touren bei den gewählten Propellern von $D = 1500$ mm und $H = 1800$ mm $(H/D = 1{,}2)$ noch weiter unter den errechneten von $n_s = 591$ pro Minute zurückbleiben und die Motoren erst recht nicht imstande sein, ihre volle Leistung abzugeben. Um dieses dennoch zu erreichen, läßt sich unter Einhaltung aller übrigen Konstruktionsverhältnisse von Schiff, Maschine und Propellern eine Anpassung der Steigung der letzteren in folgender Weise vornehmen:

Damit die Propeller von Durchmesser $D = 1500$ mm bei dem vorliegenden Durchmesser-Momentgrad

$$C_{dm} = \frac{1}{D}\sqrt[3]{\frac{M}{V_e^2}} = 1{,}712$$

bei der verlangten Geschwindigkeit $V_s = 27$ kn und $V_e = 13{,}32$ m/sec auf die Motortouren von $n_s = 660$ pro Minute, d. i. $n = 11$ pro Sekunde kommen, müßten sie bei einem Slipgrad

$$C_s = \frac{nD}{V_e} = \frac{11 \cdot 1{,}5}{13{,}32} = 1{,}23$$

arbeiten. Für diese Werte von $C_{dm} = 1{,}712$ und $C_s = 1{,}23$ bestimmen aber die Diagramme Fig. 25 ein Steigungsverhältnis $H/D = 1{,}1$, so daß die Steigung selbst von $H = 1800$ mm auf $H = D \cdot 1{,}1 = 1{,}5 \cdot 1{,}1 = 1650$ mm zu reduzieren wäre, um mit dem diesen Schrauben zugeordneten reinen Wirkungsgrad von $\eta_p = 0{,}69$ die erforderlichen Propellerschubpferdestärken von $SPS = WPS \cdot \eta_p = 5550 \cdot 0{,}69 = 3860$ zu erzeugen, welche nach früherem für den Antrieb des betreffenden Fahrzeuges bei der Konstruktionsgeschwindigkeit von 27 kn erforderlich sind.

Liegt anderseits bei dem betreffenden Projekt der Fall vor, daß die Propeller bei gleichem Durchmesser $D = 1500$ mm in ihrer Steigung zu klein, z. B. mit $H = 1500$ mm $(H/D = 1)$, bemessen sind, so würden sie bei 27 kn Fahrtgeschwindigkeit nach den Diagrammen Fig. 25 bei dem Durchmessermomentgrad

$$C_{dm} = 1{,}712$$

mit dem Slipgrad

$$C_s = \frac{nD}{V_e} = 1{,}315$$

arbeiten, mithin auf

$$n_s = C_s \cdot \frac{V_e}{D} \cdot 60 = 1{,}315 \cdot \frac{13{,}32}{1{,}5} \cdot 60 = 700$$

Umdrehungen pro Minute kommen, also die normale Tourenzahl der Motoren von 660 pro Minute um etwa 6% überschreiten. Die abgebremsten Wellenpferdestärken WPS der Maschinen dürfen unter diesen Verhältnissen aber nicht um den gleichen Prozentsatz größer als bei Konstruktionsleistung angenommen werden, da das Drehmoment eines Motors bekanntlich bei Überschreitung der normalen Tourenzahl oft stark abfällt, so daß aus diesem Grunde bei 700 Motortouren in Wirklichkeit nur ungefähr mit der gleichen Leistung wie bei 660 Touren nämlich mit 5550 WPS zu rechnen sein wird. Bei dem einen Durchmessermomentgrad $C_{dm} = 1{,}712$ und einem Steigungsverhältnis $H/D = 1{,}0$ nach den Diagrammen Fig. 25 zugeordneten reinen Propellerwirkungsgrad $\eta_p = 0{,}676$ würden daher die nutzbaren Propellerschubpferdestärken $SPS = WPS \cdot \eta_p = 5550 \cdot 0{,}676 = 3750$ betragen, welche nach obigem ebenfalls nicht dazu ausreichen, um für das betreffende Fahrzeug den erforderlichen Schub bei 27 kn Geschwindigkeit zu liefern.

G. Beziehungen bei maximal erreichbaren Wirkungsgraden.

In den Diagrammen Fig. 27 ist durch die eingetragenen Kurvenzüge für die maximal erreichbaren Wirkungsgrade $\eta_{p\max}$ das Verfahren angedeutet, um bei einer Gruppe systematisch von einander abgeleiteten Propellern (in jenem Falle solchen mit durchweg 30% A_p/A-Verhältnissen) bei einem bestimmten vorliegenden Tourenmomentgrad $C_{nm} = n\sqrt[3]{\frac{M}{V_e^5}}$, d. h. gegebener Maschinenleistung, gegebenen Touren und gegebener Fahrtgeschwindigkeit bequem den zweckmäßigsten Propellerdurchmesser und das zugehörige günstigste Steigungsverhältnis festlegen zu können. Ähnliche Auswertungen sind auf Grund der Versuchsdiagramme Fig. 19 und 20 (s. S. 97 u. 98) zunächst für gleiche Durchmesserbelastungsgrade $C_d = \frac{\sqrt{S}}{D \cdot V_e}$, d. h. gegebenen Propellerschub bei gegebenem (beschränktem) Durchmesser und gegebener Fahrtgeschwindigkeit für die Gruppen mit 30% und 60% A_p/A-Verhältnissen in den Fig. 28 und 29 zur Darstellung gebracht worden, zu dem Zweck, für diesen Fall die günstigsten Tourenzahlen und die zugehörigen besten Steigungsverhältnisse zu bestimmen. In den betreffenden Kurven ist dabei außer einer Interpolation zwischen den untersuchten Steigungsverhältnissen von $H/D = 0{,}6 - 1{,}2$ über diese hinaus noch eine Extrapolation bis zu $H/D = 0{,}5$ und $1{,}5$ vorgenommen worden, um auch noch für diese wenigstens wahrscheinliche Werte zu erlangen.

Wie aus dem Verlauf der Kurven für die Slipgrade $C_s = \frac{nD}{V_e}$ der Diagramme beider Gruppen zu ersehen, nehmen jene fast in dem ganzen untersuchten Bereich annähernd linear mit den Durchmesserbelastungsgraden $C_d = \frac{\sqrt{S}}{D \cdot V_e}$ zu, so daß die Beziehungsgleichung aufgestellt werden kann:

$$\frac{\sqrt{S}}{D \cdot V_e} = C \cdot \frac{nD}{V_e} \quad \text{oder} \quad \frac{\sqrt{S}}{D} C = nD,$$

wobei C eine der betreffenden Propellergruppe eigentümliche Konstante bedeutet. Diese Gleichung besagt entsprechend ihrer Ableitung, daß für gegebenen Schub S und gegebenen Propellerdurchmesser D zur Erreichung des unter diesen Verhältnissen bestmöglichsten Propellerwirkungsgrades unabhängig von der Fahrtgeschwindigkeit V_e eine ganz bestimmte Umfangsgeschwindigkeit und ferner bei dem gegebenen Durchmesser eine ganz bestimmte Tourenzahl $n = \frac{\sqrt{S}}{D^2} \cdot C$ eingehalten werden muß.

Ist Kavitation nicht zu befürchten, so kann man aus der Beziehungsgleichung $\frac{\sqrt{S}}{D V_e} = C \cdot \frac{nD'}{V_e}$ bei maximal erreichbaren Wirkungsgraden $\eta_{p\max}$ folgende Gleichung zur Bestimmung der zweckmäßigsten Touren bei gegebenen Schlepp-Pferdestärken EPS und gegebenem beschränkten Propellerdurchmesser ableiten:

$$S = \text{Funktion von } \frac{EPS}{V_s}, \quad n = \frac{\sqrt{S}}{D^2} \cdot C,$$

./. günstigste Propellertourenzahl pro Minute

$$n_s = C\sqrt{\frac{EPS}{D^4 \cdot V_s}},$$

wobei C eine Konstante bedeutet, die nur für ein und dieselbe Propellergruppe mit konstanten A_p/A-Verhältnissen aber in diesem Falle auch bei verschiedenen H/D-Verhältnissen wirklich ungefähr gleich groß bleibt, was daraus zu ersehen ist, daß bei der zweiten Gruppe mit 60% A_p/A (Fig. 29) die Werte der sog. Slipgrade $C_s = \frac{nD}{V_e}$, obgleich ebenfalls direkt proportional mit

$$C_d = \frac{\sqrt{S}}{D \cdot V_e}$$

zunehmend, bei gleichen Werten von C_d kleiner sind und daher auch niedrigere Tourenzahlen bedingen, als bei der ersten Gruppe mit 30% A_p/A. Der Grund für die wenn auch nur unwesentlich höheren Wirkungsgrade der Gruppe mit 60% A_p/A gegenüber denen der Gruppe mit 30% A_p/A bei gleichen Belastungsgraden kann möglicherweise auf die den ersteren zugeordneten kleineren Tourenzahlen zurückgeführt werden.

Nachdem so in obigem einfache Beziehungsgleichungen zur Berechnung der erforderlichen Touren bei maximal erreichbaren Wirkungsgraden gegeben worden sind, wenn für

effektive Schubpferdestärken mithin einen nutzbaren Propellerschub von

$$S = \frac{SPS \cdot 75}{V_e} = \frac{3510 \cdot 75}{13{,}32} = 19\,750 \text{ kg}$$

erzeugen. Da nun aber das betreffende Fahrzeug, wie früher ausgeführt (S. 96), für die Geschwindigkeit von 27 kn — EPS = 3360 effektive Schlepppferdestärken und unter Berücksichtigung des Propellersoges und anderer zusätzlicher Einflüsse SPS = 3860 Propellerschubpferdestärken, also einen nutz-

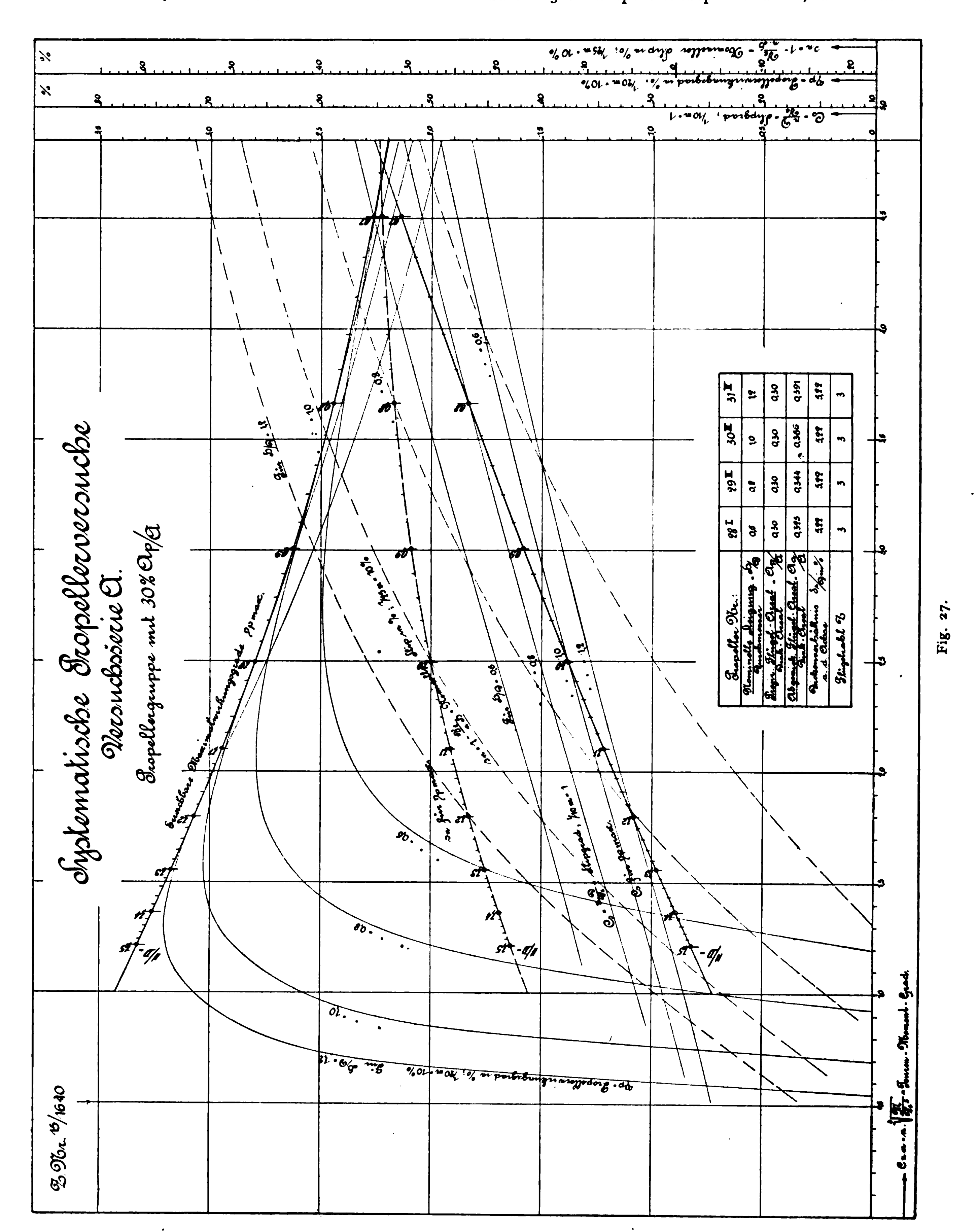


Fig. 27.

baren Propellerschub von mindestens $S = 21\,700$ kg erfordert, so wird es in dem zuletzt untersuchten Falle gar nicht möglich sein, das Schiff mit $S = 19\,750$ kg Schub auf die Konstruktionsgeschwindigkeit zu bringen. Aus diesem Grunde werden auch die Touren bei den gewählten Propellern von $D = 1500$ mm und $H = 1800$ mm ($H/D = 1,2$) noch weiter unter den errechneten von $n_s = 591$ pro Minute zurückbleiben und die Motoren erst recht nicht imstande sein, ihre volle Leistung abzugeben. Um dieses dennoch zu erreichen, läßt sich unter Einhaltung aller übrigen Konstruktionsverhältnisse von Schiff, Maschine und Propellern eine Anpassung der Steigung der letzteren in folgender Weise vornehmen:

Damit die Propeller von Durchmesser $D = 1500$ mm bei dem vorliegenden Durchmesser-Momentgrad

$$C_{dm} = \frac{1}{D}\sqrt[3]{\frac{M}{V_e^2}} = 1,712$$

bei der verlangten Geschwindigkeit $V_s = 27$ kn und $V_e = 13,32$ m/sec auf die Motortouren von $n_s = 660$ pro Minute, d. i. $n = 11$ pro Sekunde kommen, müßten sie bei einem Slipgrad

$$C_s = \frac{nD}{V_e} = \frac{11 \cdot 1,5}{13,32} = 1,23$$

arbeiten. Für diese Werte von $C_{dm} = 1,712$ und $C_s = 1,23$ bestimmen aber die Diagramme Fig. 25 ein Steigungsverhältnis $H/D = 1,1$, so daß die Steigung selbst von $H = 1800$ mm auf $H = D \cdot 1,1 = 1,5 \cdot 1,1 = 1650$ mm zu reduzieren wäre, um mit dem diesen Schrauben zugeordneten reinen Wirkungsgrad von $\eta_p = 0,69$ die erforderlichen Propellerschubpferdestärken von $SPS = WPS \cdot \eta_p = 5550 \cdot 0,69 = 3860$ zu erzeugen, welche nach früherem für den Antrieb des betreffenden Fahrzeuges bei der Konstruktionsgeschwindigkeit von 27 kn erforderlich sind.

Liegt anderseits bei dem betreffenden Projekt der Fall vor, daß die Propeller bei gleichem Durchmesser $D = 1500$ mm in ihrer Steigung zu klein, z. B. mit $H = 1500$ mm ($H/D = 1$), bemessen sind, so würden sie bei 27 kn Fahrtgeschwindigkeit nach den Diagrammen Fig. 25 bei dem Durchmessermomentgrad

$$C_{dm} = 1,712$$

mit dem Slipgrad

$$C_s = \frac{nD}{V_e} = 1,315$$

arbeiten, mithin auf

$$n_s = C_s \cdot \frac{V_e}{D} \cdot 60 = 1,315 \cdot \frac{13,32}{1,5} \cdot 60 = 700$$

Umdrehungen pro Minute kommen, also die normale Tourenzahl der Motoren von 660 pro Minute um etwa 6% überschreiten. Die abgebremsten Wellenpferdestärken WPS der Maschinen dürfen unter diesen Verhältnissen aber nicht um den gleichen Prozentsatz größer als bei Konstruktionsleistung angenommen werden, da das Drehmoment eines Motors bekanntlich bei Überschreitung der normalen Tourenzahl oft stark abfällt, so daß aus diesem Grunde bei 700 Motortouren in Wirklichkeit nur ungefähr mit der gleichen Leistung wie bei 660 Touren nämlich mit 5550 WPS zu rechnen sein wird. Bei dem einen Durchmessermomentgrad $C_{dm} = 1,712$ und einem Steigungsverhältnis $H/D = 1,0$ nach den Diagrammen Fig. 25 zugeordneten reinen Propellerwirkungsgrad $\eta_p = 0,676$ würden daher die nutzbaren Propellerschubpferdestärken $SPS = WPS \cdot \eta_p = 5550 \cdot 0,676 = 3750$ betragen, welche nach obigem ebenfalls nicht dazu ausreichen, um für das betreffende Fahrzeug den erforderlichen Schub bei 27 kn Geschwindigkeit zu liefern.

G. Beziehungen bei maximal erreichbaren Wirkungsgraden.

In den Diagrammen Fig. 27 ist durch die eingetragenen Kurvenzüge für die maximal erreichbaren Wirkungsgrade $\eta_{p\max}$ das Verfahren angedeutet, um bei einer Gruppe systematisch von einander abgeleiteten Propellern (in jenem Falle solchen mit durchweg 30% A_p/A-Verhältnissen) bei einem bestimmten vorliegenden Tourenmomentgrad $C_{nm} = n\sqrt[3]{\frac{M}{V_e^5}}$, d. h. gegebener Maschinenleistung, gegebenen Touren und gegebener Fahrtgeschwindigkeit bequem den zweckmäßigsten Propellerdurchmesser und das zugehörige günstigste Steigungsverhältnis festlegen zu können. Ähnliche Auswertungen sind auf Grund der Versuchsdiagramme Fig. 19 und 20 (s. S. 97 u. 98) zunächst für gleiche Durchmesserbelastungsgrade $C_d = \frac{\sqrt{S}}{D \cdot V_e}$, d. h. gegebenen Propellerschub bei gegebenem (beschränktem) Durchmesser und gegebener Fahrtgeschwindigkeit für die Gruppen mit 30% und 60% A_p/A-Verhältnissen in den Fig. 28 und 29 zur Darstellung gebracht worden, zu dem Zweck, für diesen Fall die günstigsten Tourenzahlen und die zugehörigen besten Steigungsverhältnisse zu bestimmen. In den betreffenden Kurven ist dabei außer einer Interpolation zwischen den untersuchten Steigungsverhältnissen von $H/D = 0,6 - 1,2$ über diese hinaus noch eine Extrapolation bis zu $H/D = 0,5$ und $1,5$ vorgenommen worden, um auch noch für diese wenigstens wahrscheinliche Werte zu erlangen.

Wie aus dem Verlauf der Kurven für die Slipgrade $C_s = \frac{nD}{V_e}$ der Diagramme beider Gruppen zu ersehen, nehmen jene fast in dem ganzen untersuchten Bereich annähernd linear mit den Durchmesserbelastungsgraden $C_d = \frac{\sqrt{S}}{D \cdot V_e}$ zu, so daß die Beziehungsgleichung aufgestellt werden kann:

$$\frac{\sqrt{S}}{D \cdot V_e} = C \cdot \frac{nD}{V_e} \quad \text{oder} \quad \frac{\sqrt{S}}{D} C = nD,$$

wobei C eine der betreffenden Propellergruppe eigentümliche Konstante bedeutet. Diese Gleichung besagt entsprechend ihrer Ableitung, daß für gegebenen Schub S und gegebenen Propellerdurchmesser D zur Erreichung des unter diesen Verhältnissen bestmöglichsten Propellerwirkungsgrades unabhängig von der Fahrtgeschwindigkeit V_e eine ganz bestimmte Umfangsgeschwindigkeit und ferner bei dem gegebenen Durchmesser eine ganz bestimmte Tourenzahl $n = \frac{\sqrt{S}}{D^2} \cdot C$ eingehalten werden muß.

Ist Kavitation nicht zu befürchten, so kann man aus der Beziehungsgleichung $\frac{\sqrt{S}}{D V_e} = C \cdot \frac{nD'}{V_e}$ bei maximal erreichbaren Wirkungsgraden $\eta_{p\max}$ folgende Gleichung zur Bestimmung der zweckmäßigsten Touren bei gegebenen Schlepp-Pferdestärken EPS und gegebenem beschränkten Propellerdurchmesser ableiten:

$$S = \text{Funktion von } \frac{EPS}{V_s}, \quad n = \frac{\sqrt{S}}{D^2} \cdot C,$$

./. günstigste Propellertourenzahl pro Minute

$$n_s = C\sqrt{\frac{EPS}{D^4 \cdot V_s}},$$

wobei C eine Konstante bedeutet, die nur für ein und dieselbe Propellergruppe mit konstanten A_p/A-Verhältnissen aber in diesem Falle auch bei verschiedenen H/D-Verhältnissen wirklich ungefähr gleich groß bleibt, was daraus zu ersehen ist, daß bei der zweiten Gruppe mit 60% A_p/A (Fig. 29) die Werte der sog. Slipgrade $C_s = \frac{nD}{V_e}$, obgleich ebenfalls direkt proportional mit

$$C_d = \frac{\sqrt{S}}{D \cdot V_e}$$

zunehmend, bei gleichen Werten von C_d kleiner sind und daher auch niedrigere Tourenzahlen bedingen, als bei der ersten Gruppe mit 30% A_p/A. Der Grund für die wenn auch nur unwesentlich höheren Wirkungsgrade der Gruppe mit 60% A_p/A gegenüber denen der Gruppe mit 30% A_p/A bei gleichen Belastungsgraden kann möglicherweise auf die den ersteren zugeordneten kleineren Tourenzahlen zurückgeführt werden.

Nachdem so in obigem einfache Beziehungsgleichungen zur Berechnung der erforderlichen Touren bei maximal erreichbaren Wirkungsgraden gegeben worden sind, wenn für

effektive Schubpferdestärken mithin einen nutzbaren Propellerschub von

$$S = \frac{SPS \cdot 75}{V_e} = \frac{3510 \cdot 75}{13{,}32} = 19\,750 \text{ kg}$$

erzeugen. Da nun aber das betreffende Fahrzeug, wie früher ausgeführt (S. 96), für die Geschwindigkeit von 27 kn — *EPS* = 3360 effektive Schlepppferdestärken und unter Berücksichtigung des Propellersoges und anderer zusätzlicher Einflüsse *SPS* = 3860 Propellerschubpferdestärken, also einen nutz-

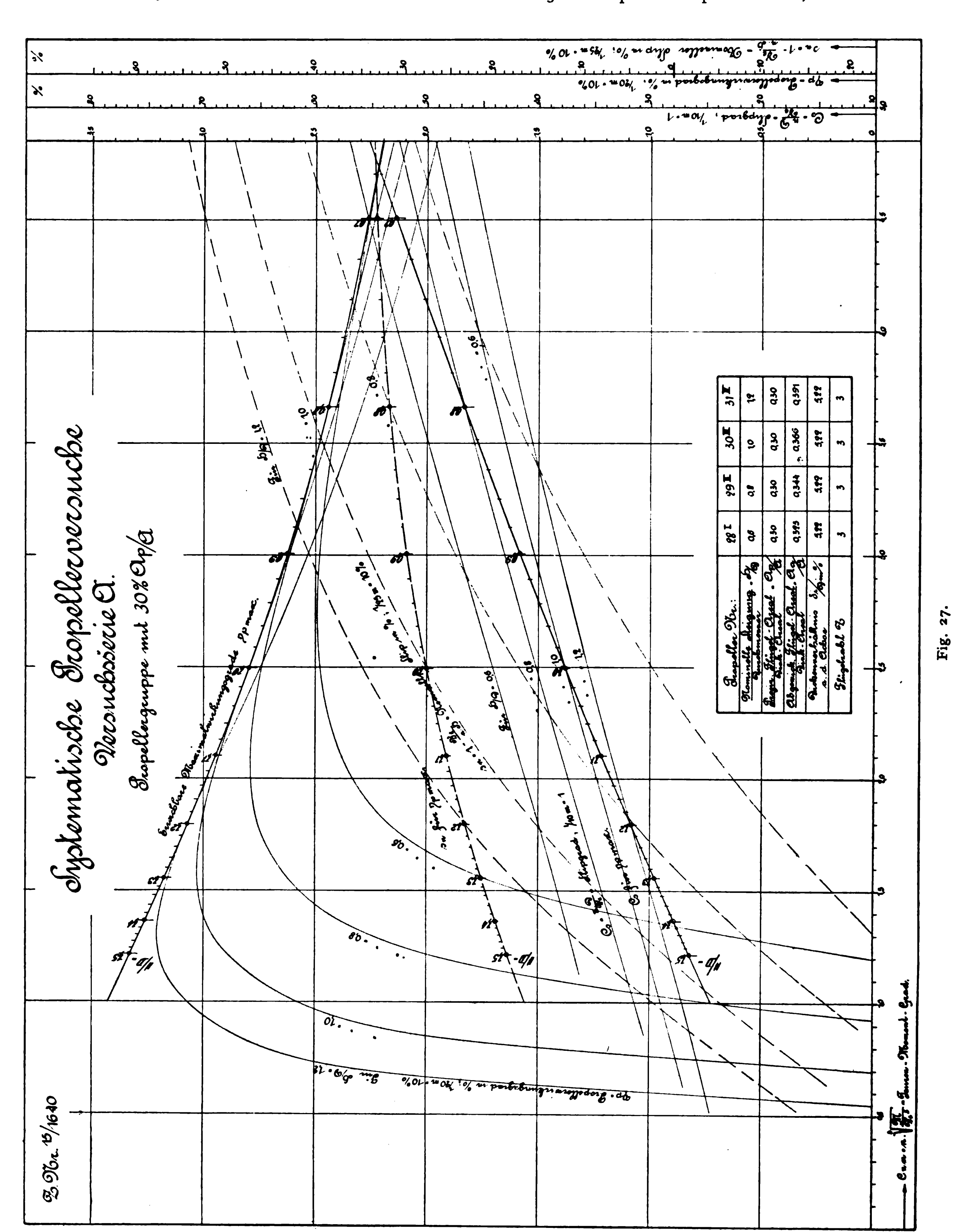


Fig. 27.

baren Propellerschub von mindestens $S = 21\,700$ kg erfordert, so wird es in dem zuletzt untersuchten Falle gar nicht möglich sein, das Schiff mit $S = 19\,750$ kg Schub auf die Konstruktionsgeschwindigkeit zu bringen. Aus diesem Grunde werden auch die Touren bei den gewählten Propellern von $D = 1500$ mm und $H = 1800$ mm $(H/D = 1{,}2)$ noch weiter unter den errechneten von $n_s = 591$ pro Minute zurückbleiben und die Motoren erst recht nicht imstande sein, ihre volle Leistung abzugeben. Um dieses dennoch zu erreichen, läßt sich unter Einhaltung aller übrigen Konstruktionsverhältnisse von Schiff, Maschine und Propellern eine Anpassung der Steigung der letzteren in folgender Weise vornehmen:

Damit die Propeller von Durchmesser $D = 1500$ mm bei dem vorliegenden Durchmesser-Momentgrad

$$C_{dm} = \frac{1}{D}\sqrt[3]{\frac{M}{V_e^2}} = 1{,}712$$

bei der verlangten Geschwindigkeit $V_s = 27$ kn und $V_e = 13{,}32$ m/sec auf die Motortouren von $n_s = 660$ pro Minute, d. i. $n = 11$ pro Sekunde kommen, müßten sie bei einem Slipgrad

$$C_s = \frac{nD}{V_e} = \frac{11 \cdot 1{,}5}{13{,}32} = 1{,}23$$

arbeiten. Für diese Werte von $C_{dm} = 1{,}712$ und $C_s = 1{,}23$ bestimmen aber die Diagramme Fig. 25 ein Steigungsverhältnis $H/D = 1{,}1$, so daß die Steigung selbst von $H = 1800$ mm auf $H = D \cdot 1{,}1 = 1{,}5 \cdot 1{,}1 = 1650$ mm zu reduzieren wäre, um mit dem diesen Schrauben zugeordneten reinen Wirkungsgrad von $\eta_p = 0{,}69$ die erforderlichen Propellerschubpferdestärken von $SPS = WPS \cdot \eta_p = 5550 \cdot 0{,}69 = 3860$ zu erzeugen, welche nach früherem für den Antrieb des betreffenden Fahrzeuges bei der Konstruktionsgeschwindigkeit von 27 kn erforderlich sind.

Liegt anderseits bei dem betreffenden Projekt der Fall vor, daß die Propeller bei gleichem Durchmesser $D = 1500$ mm in ihrer Steigung zu klein, z. B. mit $H = 1500$ mm $(H/D = 1)$, bemessen sind, so würden sie bei 27 kn Fahrtgeschwindigkeit nach den Diagrammen Fig. 25 bei dem Durchmessermomentgrad

$$C_{dm} = 1{,}712$$

mit dem Slipgrad

$$C_s = \frac{nD}{V_e} = 1{,}315$$

arbeiten, mithin auf

$$n_s = C_s \cdot \frac{V_e}{D} \cdot 60 = 1{,}315 \cdot \frac{13{,}32}{1{,}5} \cdot 60 = 700$$

Umdrehungen pro Minute kommen, also die normale Tourenzahl der Motoren von 660 pro Minute um etwa 6% überschreiten. Die abgebremsten Wellenpferdestärken WPS der Maschinen dürfen unter diesen Verhältnissen aber nicht um den gleichen Prozentsatz größer als bei Konstruktionsleistung angenommen werden, da das Drehmoment eines Motors bekanntlich bei Überschreitung der normalen Tourenzahl oft stark abfällt, so daß aus diesem Grunde bei 700 Motortouren in Wirklichkeit nur ungefähr mit der gleichen Leistung wie bei 660 Touren nämlich mit 5550 WPS zu rechnen sein wird. Bei dem einen Durchmessermomentgrad $C_{dm} = 1{,}712$ und einem Steigungsverhältnis $H/D = 1{,}0$ nach den Diagrammen Fig. 25 zugeordneten reinen Propellerwirkungsgrad $\eta_p = 0{,}676$ würden daher die nutzbaren Propellerschubpferdestärken $SPS = WPS \cdot \eta_p = 5550 \cdot 0{,}676 = 3750$ betragen, welche nach obigem ebenfalls nicht dazu ausreichen, um für das betreffende Fahrzeug den erforderlichen Schub bei 27 kn Geschwindigkeit zu liefern.

G. Beziehungen bei maximal erreichbaren Wirkungsgraden.

In den Diagrammen Fig. 27 ist durch die eingetragenen Kurvenzüge für die maximal erreichbaren Wirkungsgrade $\eta_{p\,max}$ das Verfahren angedeutet, um bei einer Gruppe systematisch von einander abgeleiteten Propellern (in jenem Falle solchen mit durchweg 30% A_p/A-Verhältnissen) bei einem bestimmten vorliegenden Tourenmomentgrad $C_{nm} = n\sqrt[3]{\frac{M}{V_e^5}}$, d. h. gegebener Maschinenleistung, gegebenen Touren und gegebener Fahrtgeschwindigkeit bequem den zweckmäßigsten Propellerdurchmesser und das zugehörige günstigste Steigungsverhältnis festlegen zu können. Ähnliche Auswertungen sind auf Grund der Versuchsdiagramme Fig. 19 und 20 (s. S. 97 u. 98) zunächst für gleiche Durchmesserbelastungsgrade $C_d = \frac{\sqrt{S}}{D \cdot V_e}$, d. h. gegebenen Propellerschub bei gegebenem (beschränktem) Durchmesser und gegebener Fahrtgeschwindigkeit für die Gruppen mit 30% und 60% A_p/A-Verhältnissen in den Fig. 28 und 29 zur Darstellung gebracht worden, zu dem Zweck, für diesen Fall die günstigsten Tourenzahlen und die zugehörigen besten Steigungsverhältnisse zu bestimmen. In den betreffenden Kurven ist dabei außer einer Interpolation zwischen den untersuchten Steigungsverhältnissen von $H/D = 0{,}6 - 1{,}2$ über diese hinaus noch eine Extrapolation bis zu $H/D = 0{,}5$ und $1{,}5$ vorgenommen worden, um auch noch für diese wenigstens wahrscheinliche Werte zu erlangen.

Wie aus dem Verlauf der Kurven für die Slipgrade $C_s = \frac{nD}{V_e}$ der Diagramme beider Gruppen zu ersehen, nehmen jene fast in dem ganzen untersuchten Bereich annähernd linear mit den Durchmesserbelastungsgraden $C_d = \frac{\sqrt{S}}{D \cdot V_e}$ zu, so daß die Beziehungsgleichung aufgestellt werden kann:

$$\frac{\sqrt{S}}{D \cdot V_e} = C \cdot \frac{nD}{V_e} \quad \text{oder} \quad \frac{\sqrt{S}}{D} C = nD,$$

wobei C eine der betreffenden Propellergruppe eigentümliche Konstante bedeutet. Diese Gleichung besagt entsprechend ihrer Ableitung, daß für gegebenen Schub S und gegebenen Propellerdurchmesser D zur Erreichung des unter diesen Verhältnissen bestmöglichsten Propellerwirkungsgrades unabhängig von der Fahrtgeschwindigkeit V_e eine ganz bestimmte Umfangsgeschwindigkeit und ferner bei dem gegebenen Durchmesser eine ganz bestimmte Tourenzahl $n = \frac{\sqrt{S}}{D^2} \cdot C$ eingehalten werden muß.

Ist Kavitation nicht zu befürchten, so kann man aus der Beziehungsgleichung $\frac{\sqrt{S}}{D V_e} = C \cdot \frac{nD'}{V_e}$ bei maximal erreichbaren Wirkungsgraden $\eta_{p\,max}$ folgende Gleichung zur Bestimmung der zweckmäßigsten Touren bei gegebenen Schlepp-Pferdestärken EPS und gegebenem beschränkten Propellerdurchmesser ableiten:

$$S = \text{Funktion von } \frac{EPS}{V_s}, \quad n = \frac{\sqrt{S}}{D^2} \cdot C,$$

./. günstigste Propellertourenzahl pro Minute

$$n_s = C\sqrt{\frac{EPS}{D^4 \cdot V_s}},$$

wobei C eine Konstante bedeutet, die nur für ein und dieselbe Propellergruppe mit konstanten A_p/A-Verhältnissen aber in diesem Falle auch bei verschiedenen H/D-Verhältnissen wirklich ungefähr gleich groß bleibt, was daraus zu ersehen ist, daß bei der zweiten Gruppe mit 60% A_p/A (Fig. 29) die Werte der sog. Slipgrade $C_s = \frac{nD}{V_e}$, obgleich ebenfalls direkt proportional mit

$$C_d = \frac{\sqrt{S}}{D \cdot V_e}$$

zunehmend, bei gleichen Werten von C_d kleiner sind und daher auch niedrigere Tourenzahlen bedingen, als bei der ersten Gruppe mit 30% A_p/A. Der Grund für die wenn auch nur unwesentlich höheren Wirkungsgrade der Gruppe mit 60% A_p/A gegenüber denen der Gruppe mit 30% A_p/A bei gleichen Belastungsgraden kann möglicherweise auf die den ersteren zugeordneten kleineren Tourenzahlen zurückgeführt werden.

Nachdem so in obigem einfache Beziehungsgleichungen zur Berechnung der erforderlichen Touren bei maximal erreichbaren Wirkungsgraden gegeben worden sind, wenn für

effektive Schubpferdestärken mithin einen nutzbaren Propellerschub von

$$S = \frac{SPS \cdot 75}{V_e} = \frac{3510 \cdot 75}{13{,}32} = 19\,750 \text{ kg}$$

erzeugen. Da nun aber das betreffende Fahrzeug, wie früher ausgeführt (S. 96), für die Geschwindigkeit von 27 kn — *EPS* = 3360 effektive Schlepppferdestärken und unter Berücksichtigung des Propellersoges und anderer zusätzlicher Einflüsse *SPS* = 3860 Propellerschubpferdestärken, also einen nutz-

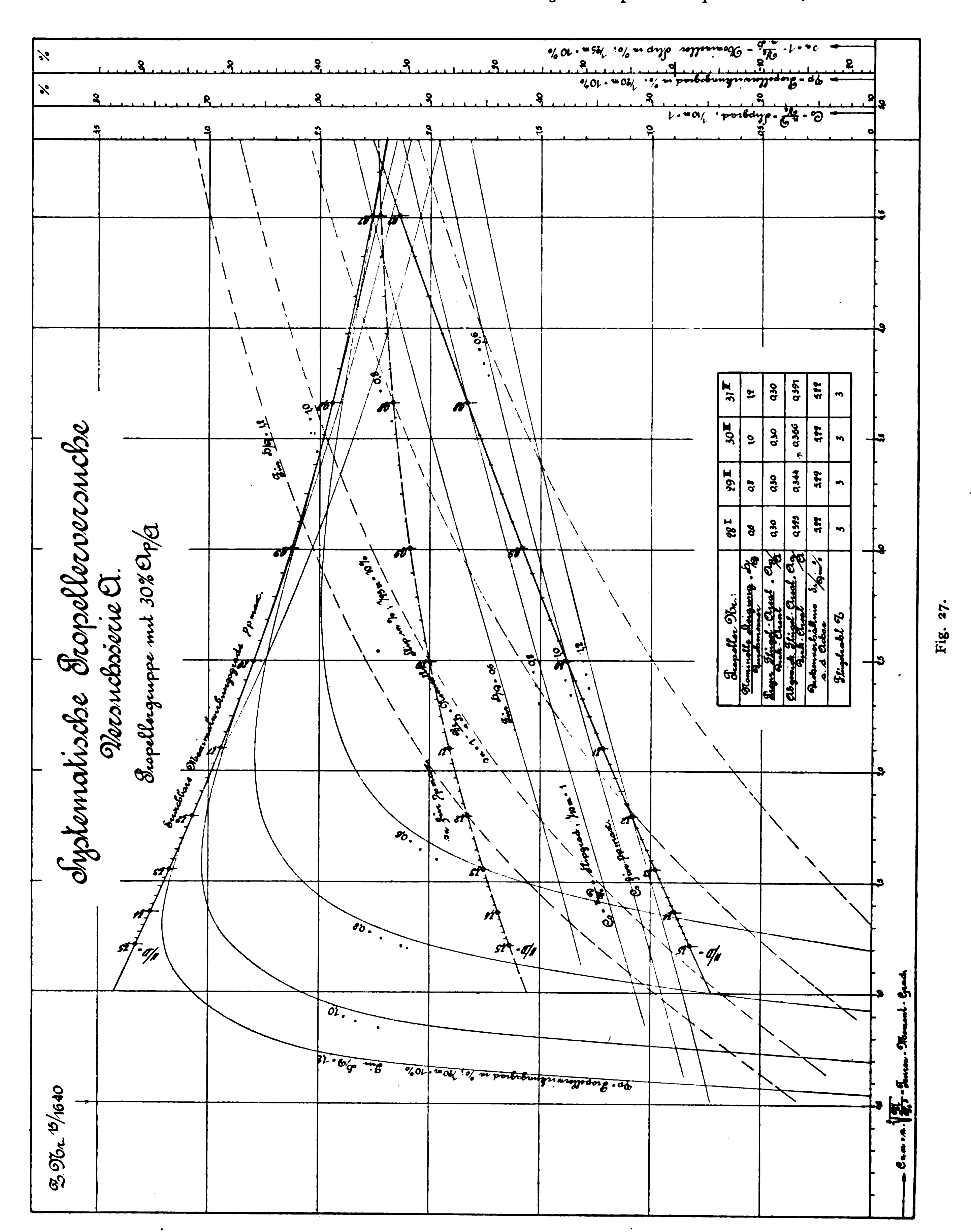


Fig. 27.

baren Propellerschub von mindestens $S = 21\,700$ kg erfordert, so wird es in dem zuletzt untersuchten Falle gar nicht möglich sein, das Schiff mit $S = 19\,750$ kg Schub auf die Konstruktionsgeschwindigkeit zu bringen. Aus diesem Grunde werden auch die Touren bei den gewählten Propellern von $D = 1500$ mm und $H = 1800$ mm $(H/D = 1{,}2)$ noch weiter unter den errechneten von $n_s = 591$ pro Minute zurückbleiben und die Motoren erst recht nicht imstande sein, ihre volle Leistung abzugeben. Um dieses dennoch zu erreichen, läßt sich unter Einhaltung aller übrigen Konstruktionsverhältnisse von Schiff, Maschine und Propellern eine Anpassung der Steigung der letzteren in folgender Weise vornehmen:

Damit die Propeller von Durchmesser $D = 1500$ mm bei dem vorliegenden Durchmesser-Momentgrad

$$C_{dm} = \frac{1}{D}\sqrt[3]{\frac{M}{V_e^2}} = 1{,}712$$

bei der verlangten Geschwindigkeit $V_s = 27$ kn und $V_e = 13{,}32$ m/sec auf die Motortouren von $n_s = 660$ pro Minute, d. i. $n = 11$ pro Sekunde kommen, müßten sie bei einem Slipgrad

$$C_s = \frac{nD}{V_e} = \frac{11 \cdot 1{,}5}{13{,}32} = 1{,}23$$

arbeiten. Für diese Werte von $C_{dm} = 1{,}712$ und $C_s = 1{,}23$ bestimmen aber die Diagramme Fig. 25 ein Steigungsverhältnis $H/D = 1{,}1$, so daß die Steigung selbst von $H = 1800$ mm auf $H = D \cdot 1{,}1 = 1{,}5 \cdot 1{,}1 = 1650$ mm zu reduzieren wäre, um mit dem diesen Schrauben zugeordneten reinen Wirkungsgrad von $\eta_p = 0{,}69$ die erforderlichen Propellerschubpferdestärken von $SPS = WPS \cdot \eta_p = 5550 \cdot 0{,}69 = 3860$ zu erzeugen, welche nach früherem für den Antrieb des betreffenden Fahrzeuges bei der Konstruktionsgeschwindigkeit von 27 kn erforderlich sind.

Liegt anderseits bei dem betreffenden Projekt der Fall vor, daß die Propeller bei gleichem Durchmesser $D = 1500$ mm in ihrer Steigung zu klein, z. B. mit $H = 1500$ mm $(H/D = 1)$, bemessen sind, so würden sie bei 27 kn Fahrtgeschwindigkeit nach den Diagrammen Fig. 25 bei dem Durchmessermomentgrad

$$C_{dm} = 1{,}712$$

mit dem Slipgrad

$$C_s = \frac{nD}{V_e} = 1{,}315$$

arbeiten, mithin auf

$$n_s = C_s \cdot \frac{V_e}{D} \cdot 60 = 1{,}315 \cdot \frac{13{,}32}{1{,}5} \cdot 60 = 700$$

Umdrehungen pro Minute kommen, also die normale Tourenzahl der Motoren von 660 pro Minute um etwa 6% überschreiten. Die abgebremsten Wellenpferdestärken WPS der Maschinen dürfen unter diesen Verhältnissen aber nicht um den gleichen Prozentsatz größer als bei Konstruktionsleistung angenommen werden, da das Drehmoment eines Motors bekanntlich bei Überschreitung der normalen Tourenzahl oft stark abfällt, so daß aus diesem Grunde bei 700 Motortouren in Wirklichkeit nur ungefähr mit der gleichen Leistung wie bei 660 Touren nämlich mit 5550 WPS zu rechnen sein wird. Bei dem einen Durchmessermomentgrad $C_{dm} = 1{,}712$ und einem Steigungsverhältnis $H/D = 1{,}0$ nach den Diagrammen Fig. 25 zugeordneten reinen Propellerwirkungsgrad $\eta_p = 0{,}676$ würden daher die nutzbaren Propellerschubpferdestärken $SPS = WPS \cdot \eta_p = 5550 \cdot 0{,}676 = 3750$ betragen, welche nach obigem ebenfalls nicht dazu ausreichen, um für das betreffende Fahrzeug den erforderlichen Schub bei 27 kn Geschwindigkeit zu liefern.

G. Beziehungen bei maximal erreichbaren Wirkungsgraden.

In den Diagrammen Fig. 27 ist durch die eingetragenen Kurvenzüge für die maximal erreichbaren Wirkungsgrade $\eta_{p\max}$ das Verfahren angedeutet, um bei einer Gruppe systematisch von einander abgeleiteten Propellern (in jenem Falle solchen mit durchweg 30% A_p/A-Verhältnissen) bei einem bestimmten vorliegenden Tourenmomentgrad $C_{nm} = n\sqrt[3]{\frac{M}{V_e^5}}$, d. h. gegebener Maschinenleistung, gegebenen Touren und gegebener Fahrtgeschwindigkeit bequem den zweckmäßigsten Propellerdurchmesser und das zugehörige günstigste Steigungsverhältnis festlegen zu können. Ähnliche Auswertungen sind auf Grund der Versuchsdiagramme Fig. 19 und 20 (s. S. 97 u. 98) zunächst für gleiche Durchmesserbelastungsgrade $C_d = \frac{\sqrt{S}}{D \cdot V_e}$, d. h. gegebenen Propellerschub bei gegebenem (beschränktem) Durchmesser und gegebener Fahrtgeschwindigkeit für die Gruppen mit 30% und 60% A_p/A-Verhältnissen in den Fig. 28 und 29 zur Darstellung gebracht worden, zu dem Zweck, für diesen Fall die günstigsten Tourenzahlen und die zugehörigen besten Steigungsverhältnisse zu bestimmen. In den betreffenden Kurven ist dabei außer einer Interpolation zwischen den untersuchten Steigungsverhältnissen von $H/D = 0{,}6 - 1{,}2$ über diese hinaus noch eine Extrapolation bis zu $H/D = 0{,}5$ und $1{,}5$ vorgenommen worden, um auch noch für diese wenigstens wahrscheinliche Werte zu erlangen.

Wie aus dem Verlauf der Kurven für die Slipgrade $C_s = \frac{nD}{V_e}$ der Diagramme beider Gruppen zu ersehen, nehmen jene fast in dem ganzen untersuchten Bereich annähernd linear mit den Durchmesserbelastungsgraden $C_d = \frac{\sqrt{S}}{D \cdot V_e}$ zu, so daß die Beziehungsgleichung aufgestellt werden kann:

$$\frac{\sqrt{S}}{D \cdot V_e} = C \cdot \frac{nD}{V_e} \quad \text{oder} \quad \frac{\sqrt{S}}{D} C = nD,$$

wobei C eine der betreffenden Propellergruppe eigentümliche Konstante bedeutet. Diese Gleichung besagt entsprechend ihrer Ableitung, daß für gegebenen Schub S und gegebenen Propellerdurchmesser D zur Erreichung des unter diesen Verhältnissen bestmöglichsten Propellerwirkungsgrades unabhängig von der Fahrtgeschwindigkeit V_e eine ganz bestimmte Umfangsgeschwindigkeit und ferner bei dem gegebenen Durchmesser eine ganz bestimmte Tourenzahl $n = \frac{\sqrt{S}}{D^2} \cdot C$ eingehalten werden muß.

Ist Kavitation nicht zu befürchten, so kann man aus der Beziehungsgleichung $\frac{\sqrt{S}}{D V_e} = C \cdot \frac{nD'}{V_e}$ bei maximal erreichbaren Wirkungsgraden $\eta_{p\max}$ folgende Gleichung zur Bestimmung der zweckmäßigsten Touren bei gegebenen Schlepp-Pferdestärken EPS und gegebenem beschränkten Propellerdurchmesser ableiten:

$$S = \text{Funktion von } \frac{EPS}{V_s}, \quad n = \frac{\sqrt{S}}{D^2} \cdot C,$$

./. günstigste Propellertourenzahl pro Minute

$$n_s = C\sqrt{\frac{EPS}{D^4 \cdot V_s}},$$

wobei C eine Konstante bedeutet, die nur für ein und dieselbe Propellergruppe mit konstanten A_p/A-Verhältnissen aber in diesem Falle auch bei verschiedenen H/D-Verhältnissen wirklich ungefähr gleich groß bleibt, was daraus zu ersehen ist, daß bei der zweiten Gruppe mit 60% A_p/A (Fig. 29) die Werte der sog. Slipgrade $C_s = \frac{nD}{V_e}$, obgleich ebenfalls direkt proportional mit

$$C_d = \frac{\sqrt{S}}{D \cdot V_e}$$

zunehmend, bei gleichen Werten von C_d kleiner sind und daher auch niedrigere Tourenzahlen bedingen, als bei der ersten Gruppe mit 30% A_p/A. Der Grund für die wenn auch nur unwesentlich höheren Wirkungsgrade der Gruppe mit 60% A_p/A gegenüber denen der Gruppe mit 30% A_p/A bei gleichen Belastungsgraden kann möglicherweise auf die den ersteren zugeordneten kleineren Tourenzahlen zurückgeführt werden.

Nachdem so in obigem einfache Beziehungsgleichungen zur Berechnung der erforderlichen Touren bei maximal erreichbaren Wirkungsgraden gegeben worden sind, wenn für

Tourenmomentgrad

$$\dot{C}_{nm} = n \cdot \sqrt[3]{\frac{M}{V_e^5}} = 8{,}33 \sqrt[3]{\frac{3785}{13{,}32^5}} = 1{,}74.$$

Für diesen Wert von C_{nm} läßt sich nach den Diagrammen Fig. 23 der Propellergruppe mit $A_p/A = 30\%$ als zweckmäßigstes Steigungsverhältnis $H/D = 1{,}2$, ein reiner Propellerwirkungsgrad $\eta_p = 72\%$ und ein zugehöriger Slipgrad

$$C_s = \frac{nD}{V_e} = 1{,}07$$

entnehmen und aus letzterem der betreffende Propellerdurchmesser D berechnen;

$$D = C_s \cdot \frac{V_e}{n} = 1{,}07 \cdot \frac{13{,}32}{8{,}33} = 1{,}71 \text{ m};$$

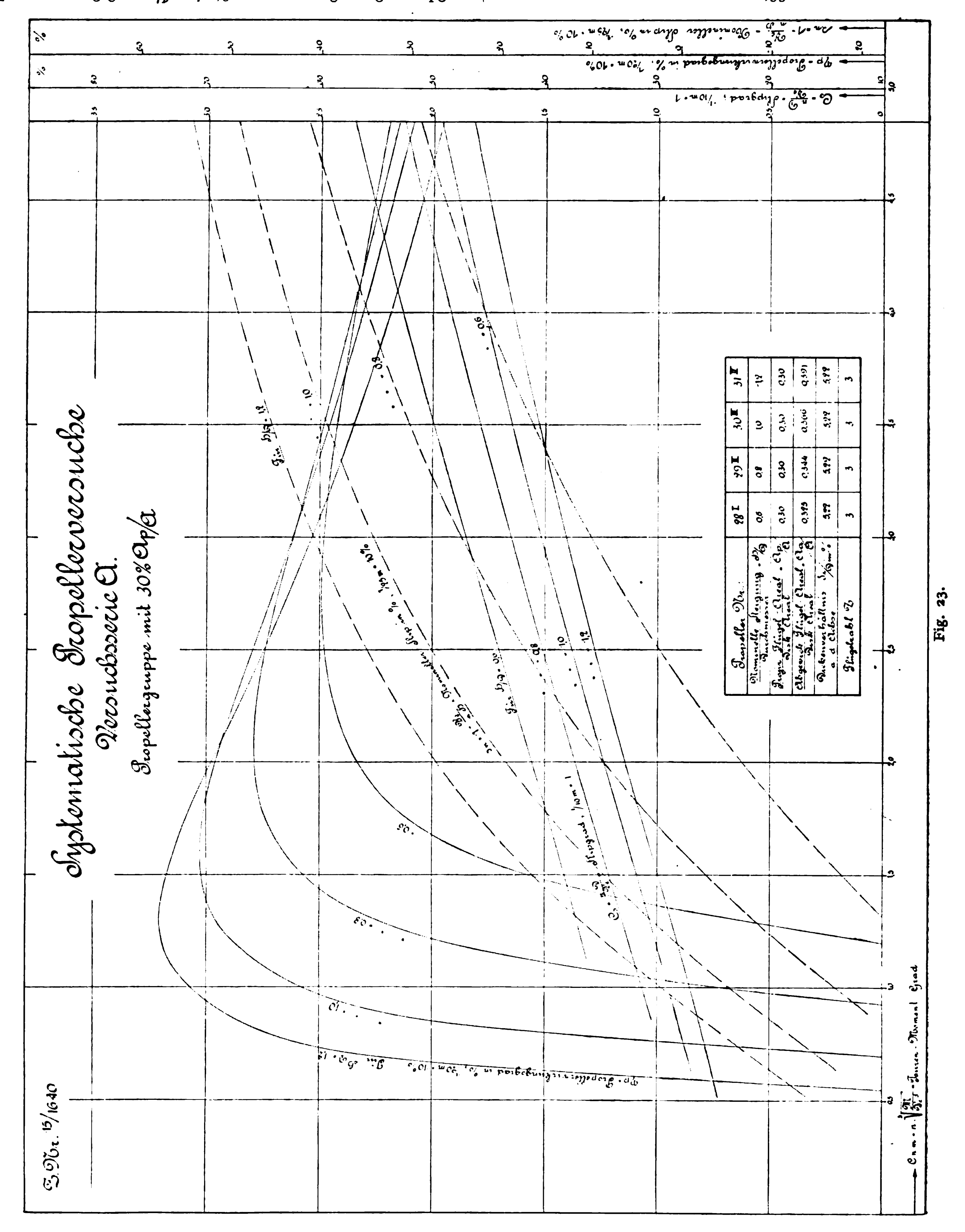


Fig. 23.

als Steigung ergibt sich bei

$$H/D = 1{,}2,$$

$$H = 1{,}2 \cdot 1{,}71 = 2{,}05 \text{ m}.$$

Würde man sich in der überschläglichen Bestimmung der erreichbaren Geschwindigkeit geirrt haben, insofern als dieselbe in Wirklichkeit nicht $V_s = 27$ kn sondern nur 26 kn beträgt, so würde unter sonst gleichen Konstruktionsverhältnissen der Maschine ein Tourenmomentgrad

$$C_{nm} = n \cdot \sqrt[3]{\frac{M}{V_e^5}} = 8{,}33 \cdot \sqrt[3]{\frac{3785}{12{,}85^5}} = 1{,}84$$

vorliegen.

Nach den Diagrammen Fig. 23 der Gruppe mit 30%

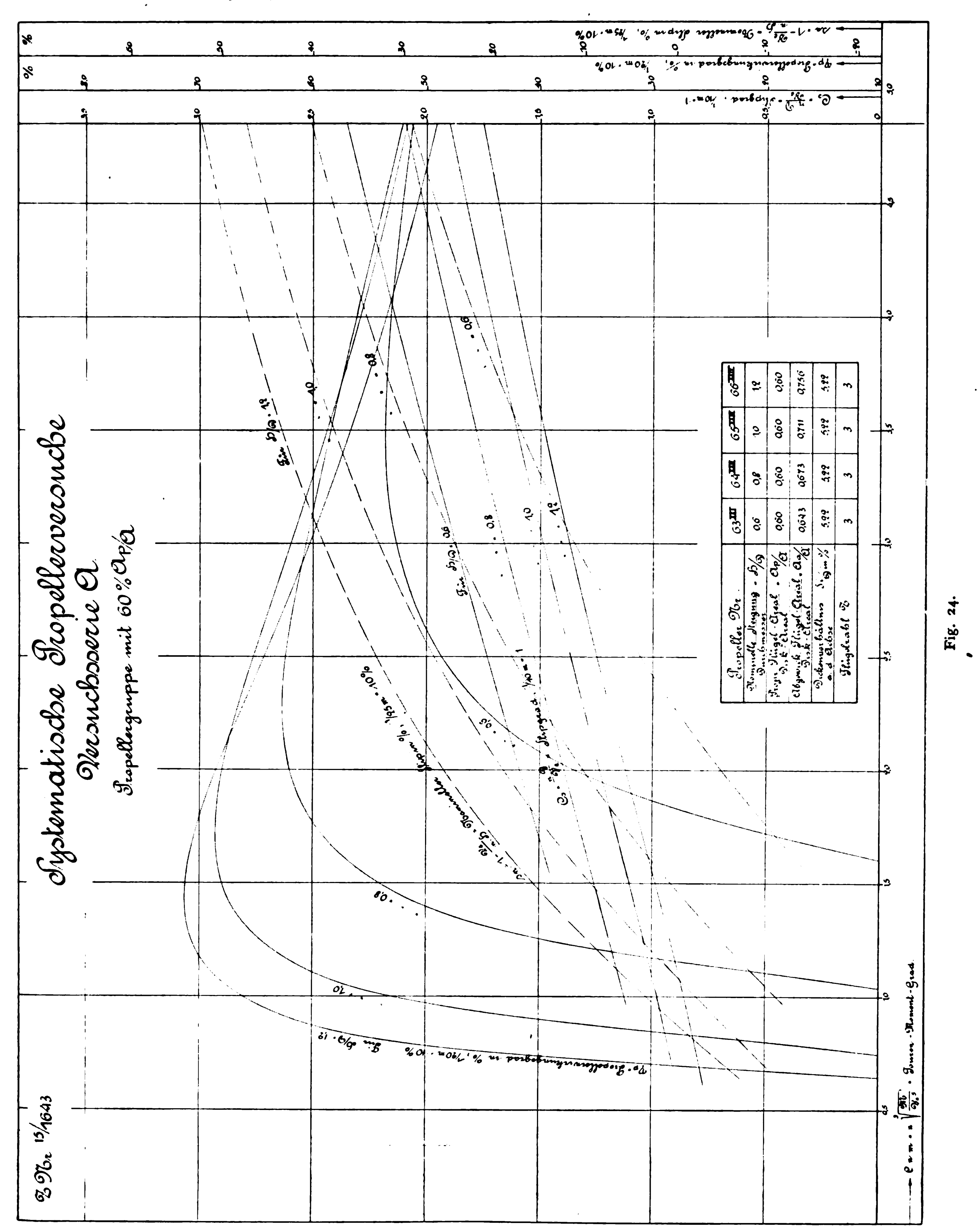


Fig. 24.

dimensioniert, so wird anderseits die Konstruktionstourenzahl bis zu einem gewissen Grade überschritten, die Schraube aber unter den letzteren Verhältnissen mit einem übermäßig hohen Slip und ungünstigen Wirkungsgrade arbeiten, und das Fahrzeug aus diesem Grunde ebenfalls nicht auf die verlangte, sonst mit richtig gewählten Propellern erreichbare Geschwindigkeit kommen.

In beiden Fällen dürfte es erstrebenswert sein, eine Abänderung in den Schraubendimensionen dahin zu treffen, daß die volle Motorleistung bei der verlangten Geschwindigkeit gerade mit der Konstruktionstourenzahl der Maschine abgegeben wird. Um hierfür die erforderlichen Unterlagen zu bieten, ist eine Auswertung der systematischen Propellerversuchsresultate Serie A nach der in folgendem erörterten Methode und der durch die Diagramme Fig. 25 und 26 dargestellten Weise vorgenommen worden.

Wie bereits früher erwähnt, entspricht bei einem bestimmten vorliegenden Propellermodell, einem bestimmten nominellen Slip s_n und Slipgrad

$$C_s = \frac{nD}{V_e},$$

ein ganz bestimmter Wirkungsgrad η_p und eine ganz bestimmte Momentenkonstante

$$c_2 = \frac{M}{n^2 \cdot D^2 H^3},$$

$$H = k \cdot D,$$

$$k = \text{Steigungsverhältnis},$$

$$\cdot/\cdot \; c_2 = \frac{M}{k^3 \cdot n^2 D^5},$$

$$n H = k \cdot n D = \frac{V_e}{1 - s_n},$$

$$n = \frac{V_e}{k \cdot D (1 - s_n)},$$

$$\cdot/\cdot \; c_2 = \frac{M \cdot k^2 \cdot D^2 (1 - s_n)^2}{k^3 D^5 \cdot V_e^2} = \frac{M (1 - s_n)^2}{k \cdot D^3 \cdot V_e^2},$$

$$\frac{M}{D^3 \cdot V_e^2} = \frac{c_2 \cdot k}{(1 - s_n)^2}.$$

Diese Gleichung besagt, daß bei vorliegendem Maschinendrehmoment M, wie es z. B. bei einem Motor, welcher seine volle Leistung an abgebremsten Wellenpferdestärken WPS bei der Konstruktionstourenzahl n_s pro Minute abgeben kann, durch die Beziehung

$$M = \frac{WPS \cdot 75 \cdot 60}{2\pi \cdot n_s}$$

festliegt, ein bestimmtes Propellermodell vom Durchmesser D und Steigungsverhältnis $H/D = k$ bei der Fahrtgeschwindigkeit V_e in m/sec (unter Berücksichtigung des Nachstroms) nur auf einen bestimmten nominellen Slip s_n und Slipgrad

$$C_s = \frac{nD}{V_e}$$

zu bringen ist und die Maschine selbst demzufolge auch nur auf die ganz bestimmte Tourenzahl

$$n_s = \frac{C_s \cdot V_e}{D} \cdot 60$$

kommen kann, gleichgültig, ob bei dieser ihre volle Leistung bereits erreicht wird oder nicht.

Trägt man daher die Resultate systematischer Propellerversuche d. h. die Slipgrade $C_s = \frac{nD}{V_e}$ und zugehörigen Wirkungsgrade η_p als Funktion von $\frac{M}{D^3 V_e^2}$ oder wie es in den Diagrammen Fig. 25 und 26 der größeren Klarheit wegen geschehen ist, für einzelne Gruppen von gleichem Flächenverhältnis A_p/A bei verschiedenen Steigungsverhältnissen H/D, als Funktion des sog. Durchmesser-Momentgrades

$$C_{dm} = \frac{1}{D} \sqrt[3]{\frac{M}{V_e^2}} = \sqrt[3]{\frac{c_2 \cdot k}{(1 - s_n)^2}}$$

graphisch auf, so kann man an Hand derselben die Frage beantworten, ob der gewählte Propeller mit dem vorgesehenen Motor bei der verlangten Fahrtgeschwindigkeit überhaupt auf die Konstruktionstouren der Maschine zu bringen sein wird.

(Fortsetzung folgt.)

Patentschau.

(Von Ansbert Vorreiter.)

Ausliegende Patentanmeldungen.

(A: Anmeldung, E: letzter Tag der Einspruchsfrist.)

77h. 5. M. 57462. Gerüst für Luft- und Wasserfahrzeuge; Zus. z. Anm. M. 47738 u. M. 57086. Heinrich Karl Major, Berlin-Adlershof, Friedenstr. 20. A 28. 12. 14. E 20. 9. 16.

46a. 22. Z. 9080. Viertaktverbrennungskraftmaschine mit um eine ruhende Kurbelwelle umlaufenden Zylindern. Joseph Zeitlin, Fulham b. London; Vertr.: Dipl.-Ing. Dr. Landenberger, Pat.-Anw., Berlin SW 61. 13. 6. 14. Großbritannien, A 14. 6. 13. E 24. 9. 16.

Patenterteilungen.

77h. 5. 293997. Flugzeug mit sich selbsttätig dem Fahrtwind entsprechend verstellenden Tragflächen. Ernst Schulze, Berlin, Invalidenstr. 105. 26. 3. 12. Sch 40701.

Bücher-Besprechungen.

Bei der Redaktion eingegangene Bücher, Broschüren etc.:

„U 202". Ein Kriegstagebuch von Kommandant Kapitänleutnant Freiherr von Spiegel. Verlag: August Scherl G. m. b. H., Berlin. Kl.-Okt. 138 S. Preis geheftet M. 1.— Das Buch gibt ein anschauliches Bild über das Leben im Tauchboot und seine Anwendung als Waffe. Aus dem Inhalt: Der erste Schuß, Nachtfahrt, Gefährliche Begegnung, Der Pferdetransporteur, Umstellt, Reiche Beute, Eine Nacht auf dem Meeresgrunde, Durch das Minenfeld, Der Feind ins Netz gegangen, Englands Achtung vor dem Roten Kreuz, Lustige Jagd. Das Buch ist sehr interessant zu lesen, es ist zweifellos das beste bisher erschienene Buch über den U-Boot-Krieg. A. V.

Geschäftliche Mitteilungen der Wissenschaftlichen Gesellschaft für Luftfahrt

Telegrammadresse: Flugwissen — Geschäftsstelle: Berlin-Charlottenburg 4, Dahlmannstraße 34 (am Bahnhof Charlottenburg) — Fernsprecher: Amt Steinplatz Nr. 6001.

1. Auszeichnungen:

Unser Mitglied Generalleutnant Messing, Exzellenz, General-Inspekteur des Militär-Luft- und Kraft-Fahrwesens, erhielt den Bayerischen Militär-Verdienst-Orden 2. Klasse mit Stern und Schwertern.

Unsere kürzliche Mitteilung von der Auszeichnung des Kriegsfreiwilligen Unteroffiziers und Freiballon-Führers Hermann Apfel mit dem Eisernen Kreuz können wir heute durch die Meldung von der Verleihung der Sächsischen Friedrich-August-Medaille in Silber an dasselbe Mitglied ergänzen.

2. Ernennungen und sonstige Nachrichten aus unserem Mitgliederkreise:

Aus Anlaß des Besuches des Kultusministers an der Frankfurter Universität wurde unser Vorstandsmitglied, der dortige Prorektor Professor Dr. Wachsmuth, zum Geheimen Regierungsrat ernannt; den Geheimen Hofrat Dr. K. von Linde, München, erwählte die Berliner Akademie der Wissenschaften zum korrespondierenden Mitglied; Dr. P. Ludewig, Privat-Dozent für Physik an der Berg-Akademie Freiberg i/Sa., wurde mit der Leitung des Instituts für Radiumkunde der gleichen Hochschule beauftragt.

3. Neuaufnahme:

Gemäß § 5 unserer Satzungen wurde als Ordentliches Mitglied in die Gesellschaft aufgenommen: Dipl.-Ing. Arno Schleusner, Leutnant d. R., z. Zt. Johannisthal b/Berlin, Waldstr. 6.

Die Geschäftsstelle.

Schriftleitung: Ansbert Vorreiter, Ingenieur, Berlin-Steglitz. — Druck von R. Oldenbourg in München.

Zeitschrift für Flugtechnik und Motorluftschiffahrt

Organ der Wissenschaftlichen Gesellschaft für Luftfahrt

HERAUSGEBER UND SCHRIFTLEITER:

Ingenieur **ANSBERT VORREITER**
öffentlich angestellter, beeidigter Sachverständiger für Luftfahrzeuge der Handelskammer Berlin und der Handelskammer Potsdam, Sitz Berlin
BERLIN-STEGLITZ, Sedanstraße 40/II.

LEITER DES WISSENSCHAFTLICHEN TEILS:

Dr. **L. PRANDTL** und Dr.-Ing. **F. BENDEMANN**
Professor an der Universität Göttingen — Professor, Direktor der Versuchsanstalt für Luftfahrt, Berlin-Adlershof

VERLAG VON R. OLDENBOURG IN MÜNCHEN UND BERLIN

Jahrgang VII. — 30. September 1916. — Heft 17 u. 18.

Zeitschrift für Flugtechnik und Motorluftschiffahrt

Organ der Wissenschaftlichen Gesellschaft für Luftfahrt

HERAUSGEBER UND SCHRIFTLEITER: Ingenieur **ANSBERT VORREITER** öffentlich angestellter, beeidigter Sachverständiger für Luftfahrzeuge der Handelskammer Berlin und der Handelskammer Potsdam, Sitz Berlin BERLIN-STEGLITZ, Sedanstraße 40/II.

LEITER DES WISSENSCHAFTLICHEN TEILS: **Dr. L. PRANDTL** Professor an der Universität Göttingen und **Dr.-Ing. F. BENDEMANN** Professor, Direktor der Versuchsanstalt für Luftfahrt, Berlin-Adlershof

VERLAG VON R. OLDENBOURG IN MÜNCHEN UND BERLIN

Jahrgang VII. **30. September 1916.** **Heft 17 u. 18.**

INHALT:

Systematische Propellerversuche.

Von Diplom-Ingenieur **K. Schaffran.**

(Schluß aus Heft 15/16).

Für die Durchrechnung eines Zahlenbeispiels soll wieder auf das betreffende Zweischrauben-Motorboot zurückgegriffen werden, welches zur Erreichung seiner Konstruktionsgeschwindigkeit von $V_s = 27$ kn in dem erörterten Fall b eine Maschinenleistung von $WPS = 5550$ abgebremsten Wellenpferdestärken erfordert und dessen Propeller bei richtiger Dimensionierung von $D = 1500$ mm und $H = 1650$ mm $(H/D = 1{,}1)$ mit $n_s = 660$ Umdrehungen pro Minute auf die Konstruktionstouren des Motors bei Volleistung auch wirklich kommen. Es seien nun absichtlich Propeller von dem gleichen Durchmesser $D = 1500$ mm, aber der für diesen Fall zu hohen Steigung $H = 1800$ mm $(H/D = 1{,}2)$, wie sie für den dort erörterten Fall a geeignet sein würden, zum Vergleich herangezogen, um zu untersuchen, wie sich bei Wahl dieser Schrauben unter sonst gleichen Konstruktionsbedingungen der Maschine wie bei Fall b die Verhältnisse gestalten werden. Das zur Verfügung stehende Drehmoment jedes der beiden Motoren ist

$$M = \frac{1}{2} \cdot \frac{WPS \cdot 75}{2\pi \cdot n_s} \cdot 60 = \frac{1}{2} \cdot \frac{5550 \cdot 75}{2\pi\, 660} \cdot 60 = 3015 \text{ mkg.}$$

Die Fahrtgeschwindigkeit unter Berücksichtigung des Nachstroms $(w = 0{,}04)$

$$V_e = V_s\,(1 - w) \cdot 0{,}5144 = 27 \cdot (1 - 0{,}04) \cdot 6{,}5144 = 13{,}32 \text{ m/sec,}$$

mithin der Durchmesser-Momentgrad

$$C_{dm} = \frac{1}{D}\sqrt[3]{\frac{M}{V_e^2}} = \frac{1}{1{,}5} \cdot \sqrt[3]{\frac{3015}{13{,}32^2}} = 1{,}712.$$

Hierfür ergibt sich nach den Diagrammen Fig. 25 der Propellergruppe mit dem Flächenverhältnis $A_p/A = 30\%$ für das gewählte Steigungsverhältnis von $H/D = 1{,}2$ ein Slipgrad

$$C_s = \frac{nD}{V_e} = 1{,}11$$

und ein reiner Propellerwirkungsgrad

$$\eta_p = 0{,}706.$$

Infolgedessen würden die Propeller bei der verlangten Geschwindigkeit von $V_s = 27$ kn, ohne Rücksicht darauf, ob sie auch wirklich den erforderlichen Schub ausüben können, um das Fahrzeug auf diese zu bringen, infolge des zur Verfügung stehenden beschränkten Drehmoments der Motoren, nur auf

$$n_s = C_s \cdot \frac{V_e}{D} \cdot 60 = 1{,}11 \cdot \frac{13{,}32}{1{,}5} \cdot 60 = 591$$

Touren pro Minute kommen, die Maschine hierbei eine Leistung an abgebremsten Wellenpferdestärken von etwa

$$WPS = 5550 \cdot \frac{591}{660} = 4970$$

hergeben und bei dem vorliegenden reinen Propellerwirkungsgrad $\eta_p = 0{,}706$, $SPS = 0{,}706 \cdot WPS = 0{,}706 \cdot 4970 = 3510$

effektive Schubpferdestärken mithin einen nutzbaren Propellerschub von

$$S = \frac{SPS \cdot 75}{V_e} = \frac{3510 \cdot 75}{13{,}32} = 19\,750 \text{ kg}$$

erzeugen. Da nun aber das betreffende Fahrzeug, wie früher ausgeführt (S. 96), für die Geschwindigkeit von 27 kn — *EPS* = 3360 effektive Schlepppferdestärken und unter Berücksichtigung des Propellersoges und anderer zusätzlicher Einflüsse *SPS* = 3860 Propellerschubpferdestärken, also einen nutz-

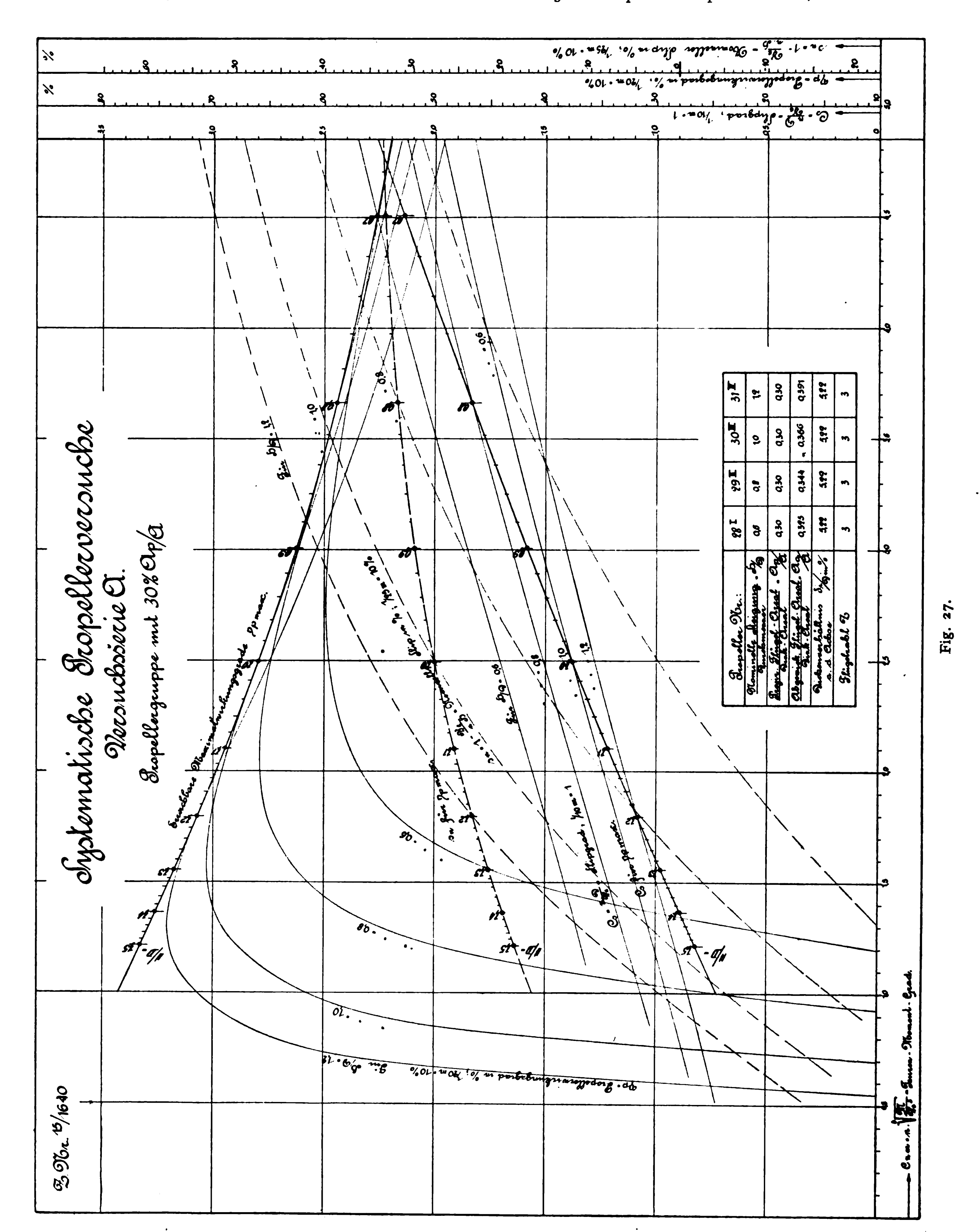


Fig. 27.

baren Propellerschub von mindestens $S = 21700$ kg erfordert, so wird es in dem zuletzt untersuchten Falle gar nicht möglich sein, das Schiff mit $S = 19750$ kg Schub auf die Konstruktionsgeschwindigkeit zu bringen. Aus diesem Grunde werden auch die Touren bei den gewählten Propellern von $D = 1500$ mm und $H = 1800$ mm $(H/D = 1,2)$ noch weiter unter den errechneten von $n_s = 591$ pro Minute zurückbleiben und die Motoren erst recht nicht imstande sein, ihre volle Leistung abzugeben. Um dieses dennoch zu erreichen, läßt sich unter Einhaltung aller übrigen Konstruktionsverhältnisse von Schiff, Maschine und Propellern eine Anpassung der Steigung der letzteren in folgender Weise vornehmen:

Damit die Propeller von Durchmesser $D = 1500$ mm bei dem vorliegenden Durchmesser-Momentgrad

$$C_{dm} = \frac{1}{D}\sqrt[3]{\frac{M}{V_e^2}} = 1,712$$

bei der verlangten Geschwindigkeit $V_s = 27$ kn und $V_e = 13,32$ m/sec auf die Motortouren von $n_s = 660$ pro Minute, d. i. $n = 11$ pro Sekunde kommen, müßten sie bei einem Slipgrad

$$C_s = \frac{nD}{V_e} = \frac{11 \cdot 1,5}{13,32} = 1,23$$

arbeiten. Für diese Werte von $C_{dm} = 1,712$ und $C_s = 1,23$ bestimmen aber die Diagramme Fig. 25 ein Steigungsverhältnis $H/D = 1,1$, so daß die Steigung selbst von $H = 1800$ mm auf $H = D \cdot 1,1 = 1,5 \cdot 1,1 = 1650$ mm zu reduzieren wäre, um mit dem diesen Schrauben zugeordneten reinen Wirkungsgrad von $\eta_p = 0,69$ die erforderlichen Propellerschubpferdestärken von $SPS = WPS \cdot \eta_p = 5550 \cdot 0,69 = 3860$ zu erzeugen, welche nach früherem für den Antrieb des betreffenden Fahrzeuges bei der Konstruktionsgeschwindigkeit von 27 kn erforderlich sind.

Liegt anderseits bei dem betreffenden Projekt der Fall vor, daß die Propeller bei gleichem Durchmesser $D = 1500$ mm in ihrer Steigung zu klein, z. B. mit $H = 1500$ mm $(H/D = 1)$, bemessen sind, so würden sie bei 27 kn Fahrtgeschwindigkeit nach den Diagrammen Fig. 25 bei dem Durchmessermomentgrad

$$C_{dm} = 1,712$$

mit dem Slipgrad

$$C_s = \frac{nD}{V_e} = 1,315$$

arbeiten, mithin auf

$$n_s = C_s \cdot \frac{V_e}{D} \cdot 60 = 1,315 \cdot \frac{13,32}{1,5} \cdot 60 = 700$$

Umdrehungen pro Minute kommen, also die normale Tourenzahl der Motoren von 660 pro Minute um etwa 6% überschreiten. Die abgebremsten Wellenpferdestärken WPS der Maschinen dürfen unter diesen Verhältnissen aber nicht um den gleichen Prozentsatz größer als bei Konstruktionsleistung angenommen werden, da das Drehmoment eines Motors bekanntlich bei Überschreitung der normalen Tourenzahl oft stark abfällt, so daß aus diesem Grunde bei 700 Motortouren in Wirklichkeit nur ungefähr mit der gleichen Leistung wie bei 660 Touren nämlich mit 5550 WPS zu rechnen sein wird. Bei dem einen Durchmessermomentgrad $C_{dm} = 1,712$ und einem Steigungsverhältnis $H/D = 1,0$ nach den Diagrammen Fig. 25 zugeordneten reinen Propellerwirkungsgrad $\eta_p = 0,676$ würden daher die nutzbaren Propellerschubpferdestärken $SPS = WPS \cdot \eta_p = 5550 \cdot 0,676 = 3750$ betragen, welche nach obigem ebenfalls nicht dazu ausreichen, um für das betreffende Fahrzeug den erforderlichen Schub bei 27 kn Geschwindigkeit zu liefern.

G. Beziehungen bei maximal erreichbaren Wirkungsgraden.

In den Diagrammen Fig. 27 ist durch die eingetragenen Kurvenzüge für die maximal erreichbaren Wirkungsgrade $\eta_{p\,max}$ das Verfahren angedeutet, um bei einer Gruppe systematisch von einander abgeleiteten Propellern (in jenem Falle solchen mit durchweg 30% A_p/A-Verhältnissen) bei einem bestimmten vorliegenden Tourenmomentgrad $C_{nm} = n\sqrt[3]{\frac{M}{V_e^5}}$, d. h. gegebener Maschinenleistung, gegebenen Touren und gegebener Fahrtgeschwindigkeit bequem den zweckmäßigsten Propellerdurchmesser und das zugehörige günstigste Steigungsverhältnis festlegen zu können. Ähnliche Auswertungen sind auf Grund der Versuchsdiagramme Fig. 19 und 20 (s. S. 97 u. 98) zunächst für gleiche Durchmesserbelastungsgrade $C_d = \frac{\sqrt{S}}{D \cdot V_e}$, d. h. gegebenen Propellerschub bei gegebenem (beschränktem) Durchmesser und gegebener Fahrtgeschwindigkeit für die Gruppen mit 30% und 60% A_p/A-Verhältnissen in den Fig. 28 und 29 zur Darstellung gebracht worden, zu dem Zweck, für diesen Fall die günstigsten Tourenzahlen und die zugehörigen besten Steigungsverhältnisse zu bestimmen. In den betreffenden Kurven ist dabei außer einer Interpolation zwischen den untersuchten Steigungsverhältnissen von $H/D = 0,6 — 1,2$ über diese hinaus noch eine Extrapolation bis zu $H/D = 0,5$ und $1,5$ vorgenommen worden, um auch noch für diese wenigstens wahrscheinliche Werte zu erlangen.

Wie aus dem Verlauf der Kurven für die Slipgrade $C_s = \frac{nD}{V_e}$ der Diagramme beider Gruppen zu ersehen, nehmen jene fast in dem ganzen untersuchten Bereich annähernd linear mit den Durchmesserbelastungsgraden $C_d = \frac{\sqrt{S}}{D \cdot V_e}$ zu, so daß die Beziehungsgleichung aufgestellt werden kann:

$$\frac{\sqrt{S}}{D \cdot V_e} = C \cdot \frac{nD}{V_e} \quad \text{oder} \quad \frac{\sqrt{S}}{D} C = nD,$$

wobei C eine der betreffenden Propellergruppe eigentümliche Konstante bedeutet. Diese Gleichung besagt entsprechend ihrer Ableitung, daß für gegebenen Schub S und gegebenen Propellerdurchmesser D zur Erreichung des unter diesen Verhältnissen bestmöglichsten Propellerwirkungsgrades unabhängig von der Fahrtgeschwindigkeit V_e eine ganz bestimmte Umfangsgeschwindigkeit und ferner bei dem gegebenen Durchmesser eine ganz bestimmte Tourenzahl $n = \frac{\sqrt{S}}{D^2} \cdot C$ eingehalten werden muß.

Ist Kavitation nicht zu befürchten, so kann man aus der Beziehungsgleichung $\frac{\sqrt{S}}{D V_e} = C \cdot \frac{nD'}{V_e}$ bei maximal erreichbaren Wirkungsgraden $\eta_{p\,max}$ folgende Gleichung zur Bestimmung der zweckmäßigsten Touren bei gegebenen Schlepp-Pferdestärken EPS und gegebenem beschränkten Propellerdurchmesser ableiten:

$$S = \text{Funktion von } \frac{EPS}{V_s}, \quad n = \frac{\sqrt{S}}{D^2} \cdot C,$$

./. günstigste Propellertourenzahl pro Minute

$$n_s = C\sqrt{\frac{EPS}{D^4 \cdot V_s}},$$

wobei C eine Konstante bedeutet, die nur für ein und dieselbe Propellergruppe mit konstanten A_p/A-Verhältnissen aber in diesem Falle auch bei verschiedenen H/D-Verhältnissen wirklich ungefähr gleich groß bleibt, was daraus zu ersehen ist, daß bei der zweiten Gruppe mit 60% A_p/A (Fig. 29) die Werte der sog. Slipgrade $C_s = \frac{nD}{V_e}$, obgleich ebenfalls direkt proportional mit

$$C_d = \frac{\sqrt{S}}{D \cdot V_e}$$

zunehmend, bei gleichen Werten von C_d kleiner sind und daher auch niedrigere Tourenzahlen bedingen, als bei der ersten Gruppe mit 30% A_p/A. Der Grund für die wenn auch nur unwesentlich höheren Wirkungsgrade der Gruppe mit 60% A_p/A gegenüber denen der Gruppe mit 30% A_p/A bei gleichen Belastungsgraden kann möglicherweise auf die den ersteren zugeordneten kleineren Tourenzahlen zurückgeführt werden.

Nachdem so in obigem einfache Beziehungsgleichungen zur Berechnung der erforderlichen Touren bei maximal erreichbaren Wirkungsgraden gegeben worden sind, wenn für

das betreffende Schiff die effektiven Schlepp-Pferdestärken *EPS* bei der verlangten Geschwindigkeit V_s in kn bekannt und für den Propellerdurchmesser D ein bestimmter Wert einzuhalten ist, soll in folgendem auch eine Ableitung zur Ermittlung der zugehörigen Steigungen gemacht werden.

Wie aus den Diagrammen Fig. 28 und 29 entnommen werden kann, nehmen in einem größeren Bereich die Werte für den nominellen Slip s_n ungefähr mit den $^2/_3$ Potenzen der Durchmesserbelastungsgrade C_d zu:

$$s_n = C \cdot C_d^{2/3} = C \cdot \left(\frac{\sqrt{S}}{D \cdot V_e}\right)^{2/3} = C \cdot \sqrt[3]{\frac{S}{D^2 \cdot V_e^2}},$$

so daß sich der nominelle Slip bei Kenntnis des zur Erreichung einer verlangten Geschwindigkeit erforderlichen Propeller-

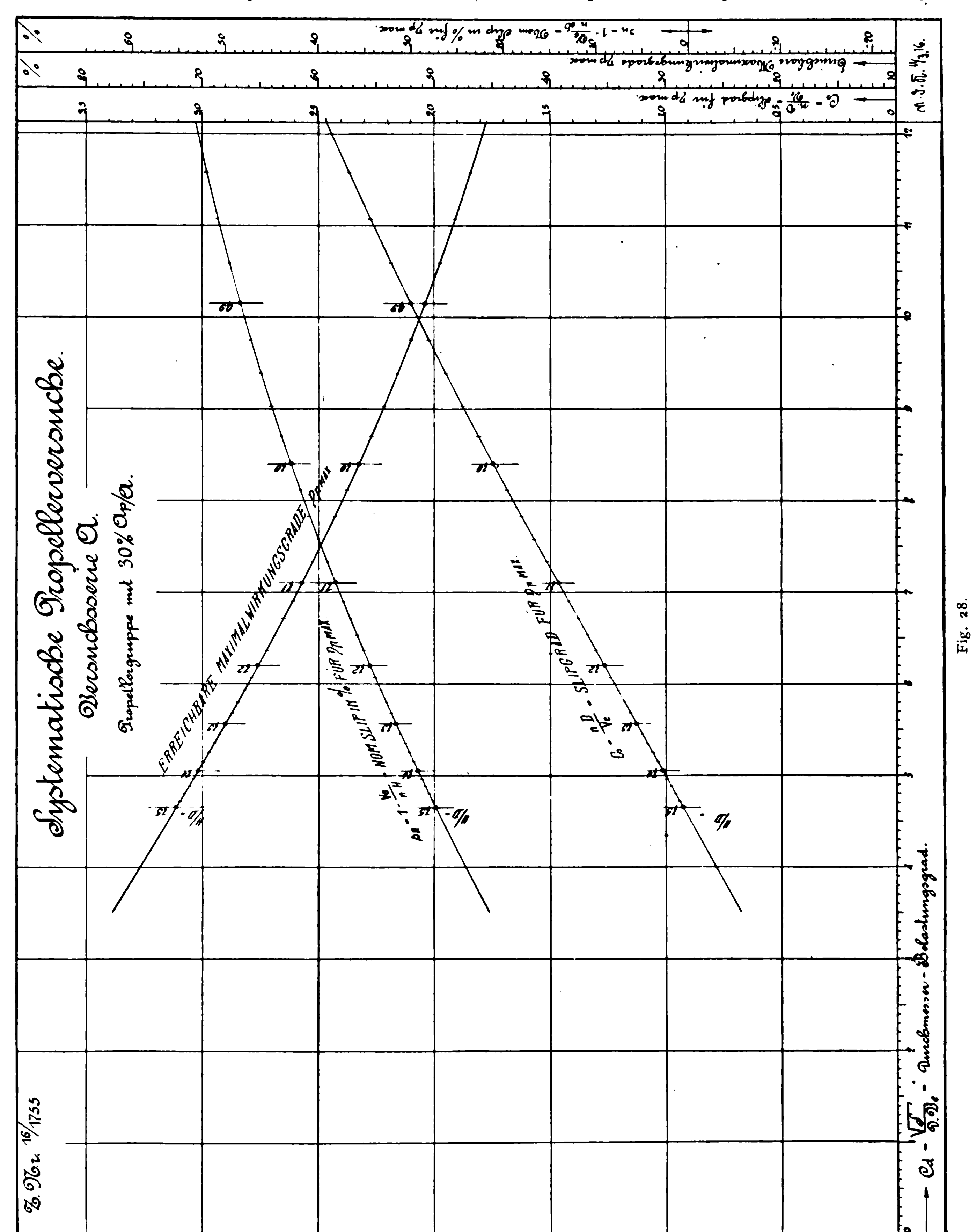


Fig. 28.

schubes und gegebenem Propellerdurchmesser rechnerisch auf Grund von Erfahrungskoeffizienten mit ziemlicher Annäherung ermitteln lassen müßte. Setzt man voraus, daß diese Verhältnisse trotz der Beeinflussung durch Nachstrom und Sog bei einem hinter dem Schiff arbeitenden Propeller auch noch bis zu einer gewissen Grenze auf den scheinbaren Slip s_s übertragbar sind, so könnte man nach Bestimmung desselben durch eine Formel von gleichem Aufbau unter Einführung der vorher ermittelten günstigsten Tourenzahl die in diesem Falle erforderliche Steigung folgendermaßen ableiten:

$$s_s = \frac{nH - V_m}{nH} = C \cdot \sqrt[3]{\frac{S}{D^2 V_s^2}} = C \cdot \sqrt[3]{\frac{EPS}{D^2 V^3}},$$

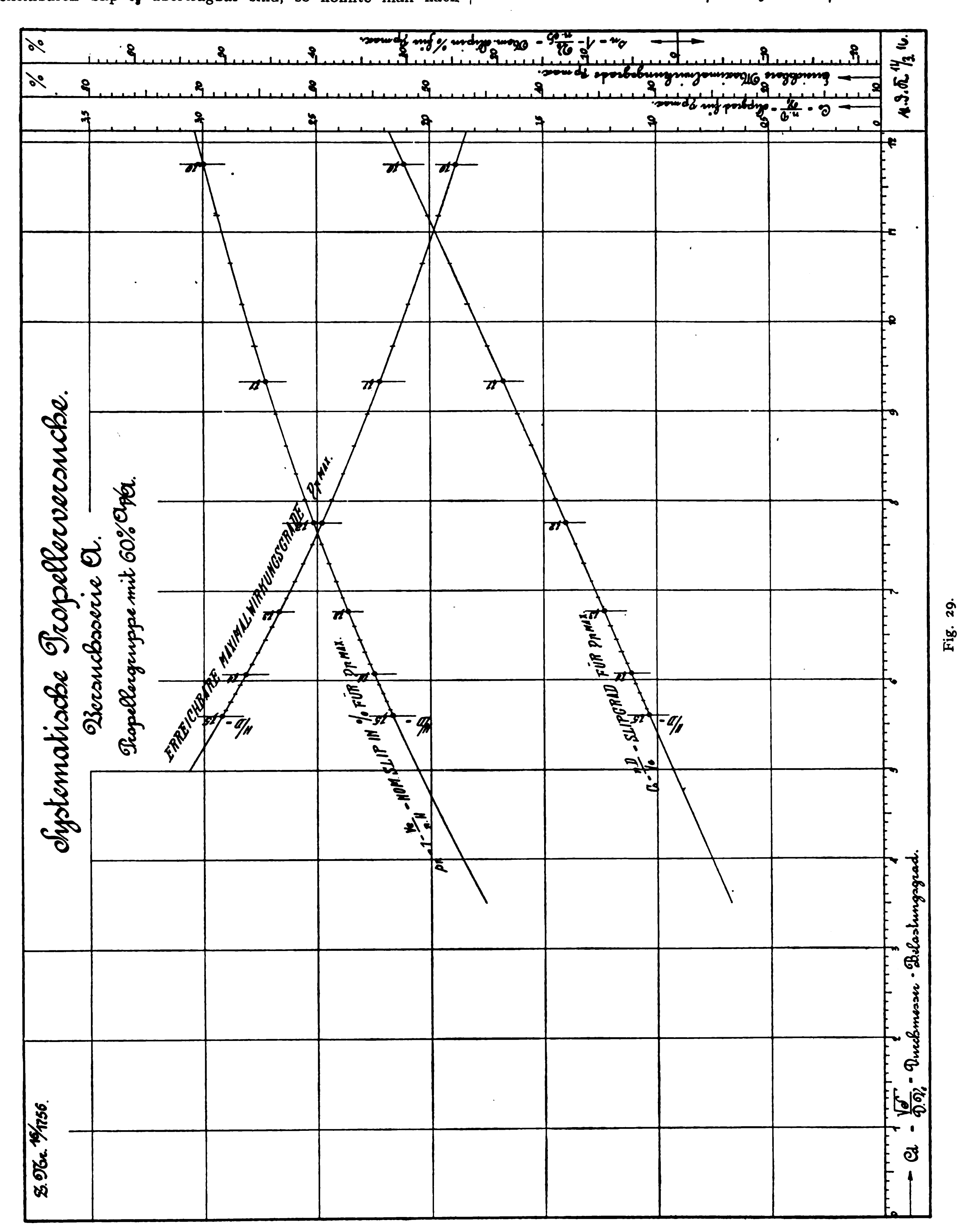


Fig. 29.

V_m = Schiffsgeschwindigkeit in m/sec;

$$\frac{V_m}{nH} = 1 - s_s,$$

$$H = \frac{V_m}{n(1 - s_s)},$$

$V_m = V_s \cdot 0{,}5144;$

V_s = Schiffsgeschwindigkeit in kn;

$$n = \frac{n_s}{60};$$

n_s = Propellertouren pro Minute,

folglich zweckmäßigste Steigung bei gegebenem (beschränktem) Propellerdurchmesser D und dem vorher ermittelten Slip s_s:

$$H = \frac{30{,}864}{(1 - s_s)} \cdot \frac{V_s}{n_s}.$$

Von einer zu weit gehenden Anwendung der soeben abgeleiteten Formeln zur Propellerberechnung muß jedoch im allgemeinen abgeraten werden, da diese immer nur für einen gewissen beschränkten Bereich Anspruch auf genügende Genauigkeit machen können, selbst wenn man von ihnen nur bei ein und derselben Propellergruppe mit gleichen A_p/A-Verhältnissen Gebrauch machen würde. Empfehlenswert dürfte es sein, alle Auswertungen für einen bestimmten vorliegenden Konstruktionsfall allein an Hand der Kurven vorzunehmen.

Der Vollständigkeit der obigen Ausführungen wegen mag aber nur noch auf die Abhängigkeit der maximal erreichbaren Wirkungsgrade $\eta_{p\max}$ von den Durchmesserbelastungsgraden

$$C_d = \frac{\sqrt{S}}{D \cdot V_e}$$

hingewiesen werden, welche sich, nach den Ergebnissen beider Gruppen von 30% und 60% A_p/A (Fig. 28 u. 29) zu schließen, fast über den ganzen untersuchten Bereich hinaus ziemlich genau in die Formel kleiden läßt:

$$\eta = C \cdot \frac{1}{\sqrt{C_d}} = C \cdot \frac{1}{\sqrt{\frac{\sqrt{S}}{D V_e}}} = C \cdot \sqrt[4]{\frac{D^2 V_e^2}{S}},$$

oder nach Einführung der Schiffsgeschwindigkeit V_s in kn und der effektiven Schlepp-Pferdestärken EPS

$$\eta_{p\max} = C \cdot \sqrt[4]{\frac{D^2 V_s^2}{EPS}}; \; C = \text{Konstante}.$$

Da ferner nach früherem bei den maximal erreichbaren Wirkungsgraden $\eta_{p\max}$ die Beziehungsgleichung besteht

$$\frac{\sqrt{S}}{D \cdot V_e} = C_d = C \cdot \frac{nD}{V_e}$$

und nach obigem

$$\eta = C \cdot \frac{1}{\sqrt{C_d}}$$

ist, so ergibt sich auch

$$\eta = C \cdot \frac{1}{\sqrt{\frac{nD}{V_e}}}$$

oder nach Einführung der Schiffsgeschwindigkeit V_s in kn und der Tourenzahl n_s pro Minute

$$\eta_{p\max} = C \cdot \sqrt{\frac{V_s}{n_s \cdot D}}.$$

Es ist vielfach (besonders im Luftpropellerbau) üblich, als Kriterium für den Wirkungsgrad der Schrauben und als Grundlage für die Konstruktion nicht den Slip, sondern den sog. Slipwinkel, d. h. den Anstellwinkel des Flügelblattes zur Einströmrichtung des bewegten Mediums in Betracht zu ziehen. Wie in folgendem auf Grund der Versuchsergebnisse Fig. 28 und 29 nachgewiesen werden soll, dürfte dies einer gewissen Berechtigung nicht entbehren.

Betrachtet man ein Flügelelement (Fig. 30) im Abstande r von der Propellerachse von der Länge dl und der Breite dr, welches mit der Winkelgeschwindigkeit ω rotiert und in axialer Richtung pro Sekunde einen Fortschritt $V_e = AC$ macht, so ist seine Geschwindigkeit in peripherialer Richtung $\omega \cdot r = AO$ und seine relative in bezug auf das Wasser

$$OC = \sqrt{V_e^2 + \omega^2 \cdot r^2}$$

gleich der Eintrittsgeschwindigkeit des Wassers in das Flügelelement. Die Steigung des Schraubenelementes sei H, der Steigungswinkel $AOB = \Theta$, so ist

$$\operatorname{tg} \Theta = \frac{H}{2 r \pi} = \frac{AB}{AO}.$$

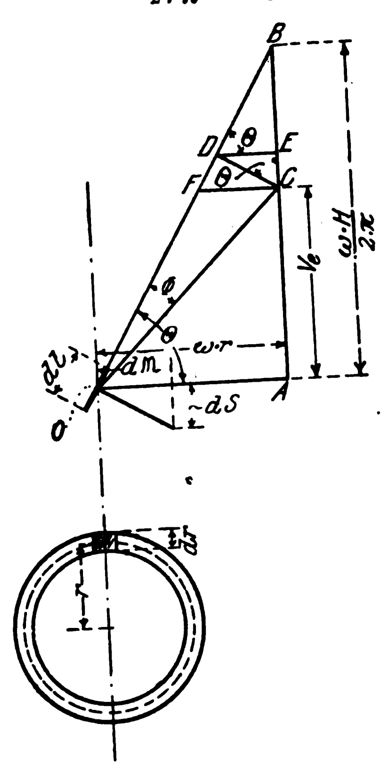


Fig. 30.

Die Strecke AB stellt den ideellen Fortschritt pro Sekunde des sliplosen Elementes von der Steigung H dar und ist gleich

$$\frac{\omega \cdot H}{2\pi},$$

so daß

$$BC = \frac{AB - AC}{AB}$$

gleich dem Slip, und Winkel $BOC = \varphi$ gleich dem Slipwinkel ist. Bei der wirklichen Fortschrittsgeschwindigkeit des Flügelelementes in axialer Richtung, gleich AB sind Slip und Slipwinkel gleich Null,

$$\operatorname{tg} \Theta = \frac{H}{2\pi \cdot r} = \frac{\omega \cdot H}{2\pi} \cdot / \cdot \omega \cdot r.$$

$$\text{Nomineller Slip } s_n = \frac{BC}{AB} = \frac{AB - AC}{AB},$$

$$s_n = \frac{\frac{\omega \cdot H}{2\pi} - V_e}{\frac{\omega \cdot H}{2\pi}} = \frac{\omega \cdot H - 2\pi \cdot V_e}{\omega \cdot H}$$

$$= 1 - V_e \cdot \frac{2\pi}{\omega \cdot H},$$

$$V_e = \frac{\omega \cdot H}{2\pi} \cdot (1 - s_n),$$

$$BC = s_n \cdot \frac{\omega \cdot H}{2\pi}.$$

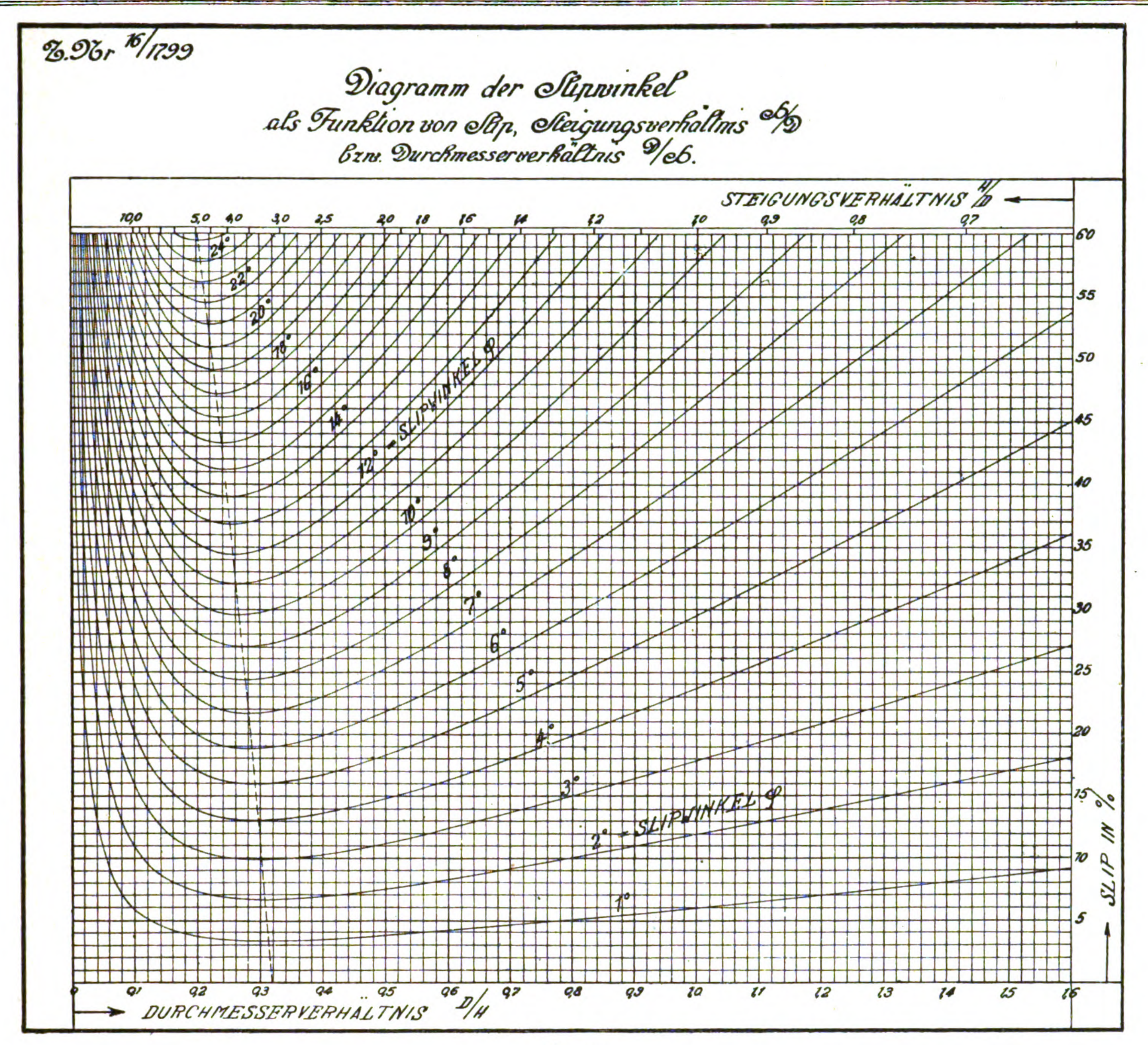


Fig. 31.

Fällt man von C auf OB das Lot CD so ist:

$$\sin\varphi = \frac{CD}{CO} = \frac{BC\cdot\cos\Theta}{\sqrt{OA^2 + AC^2}},$$

$$\sin\varphi = \frac{s_n\cdot\frac{\omega H}{2\pi}\cdot\cos\Theta}{\sqrt{\omega^2 r^2 + \frac{\omega^2 H^2}{4\pi^2}(1-s_n)^2}},$$

$$\sin\varphi = \frac{s_n\cdot\frac{\omega H}{2\pi}\cdot\frac{\omega\cdot r}{\sqrt{\omega^2 r^2 + \frac{\omega^2 H^2}{4\pi^2}}}}{\sqrt{\omega^2 r^2 + \frac{\omega^2 H^2}{4\pi^2}(1-s_n)^2}},$$

$$\text{Steigungsverhältnis } H/D = \frac{H}{2r} = k,$$

$$r = \frac{H}{2k}.$$

Folglich ergibt sich nach Einsetzung dieses Wertes von r in die obige Gleichung für den Slipwinkel φ:

$$\sin\varphi = s_n\cdot\frac{\frac{\pi}{k}}{\sqrt{1+\frac{\pi}{k^2}}\sqrt{\frac{\pi^2}{k^2}+(1-s_n)^2}}.$$

Hieraus geht hervor, daß der Slipwinkel φ nicht nur eine Funktion vom nominellen Slip s_n, sondern auch gleichzeitig eine solche vom Steigungsverhältnis des Propellers $k = \frac{H}{D}$ ist, wie dies in den Diagrammen Fig. 31 entsprechend der oben abgeleiteten Beziehungsgleichung zur Darstellung gebracht worden ist (Taylor Atlas Fig. 170). Ermittelt man nun in diesen Diagrammen Fig. 31 diejenigen Slipwinkel, bei welchen nach den Fig. 28 u. 29 die sämtlichen Propeller jeder der beiden Gruppen bei den verschiedenen Durchmesserbelastungsgraden $C_d = \frac{\sqrt{S}}{D\cdot V_e}$ (bei den jedesmaligen günstigsten Steigungsverhältnissen und den zugeordneten nominellen Slips s_n) gearbeitet haben müssen, so findet man, daß sich für die erste derselben mit 30% A_p/A fast durchweg ein annähernd konstanter und nur wenig mit der Belastung zunehmender Slipwinkel oder Anstellwinkel von 6½ bis 7½° und für die zweite mit 60% A_p/A ein solcher von etwa 7½ bis 8½° ergibt.

Ein ähnliches Resultat läßt sich aus den Versuchen mit Modellen von Flugzeug Tragdecks mit verschiedener Rückenkrümmung ableiten, welche in Luft bei einer konstanten Geschwindigkeit ausgeführt worden sind. Auf der linken Seite der Fig. 32 sind als Funktion der Anstellwinkel die sog. Auftriebsziffern

$$\zeta_A = \frac{1}{\gamma/g}\cdot\frac{A}{F\cdot V^2}$$

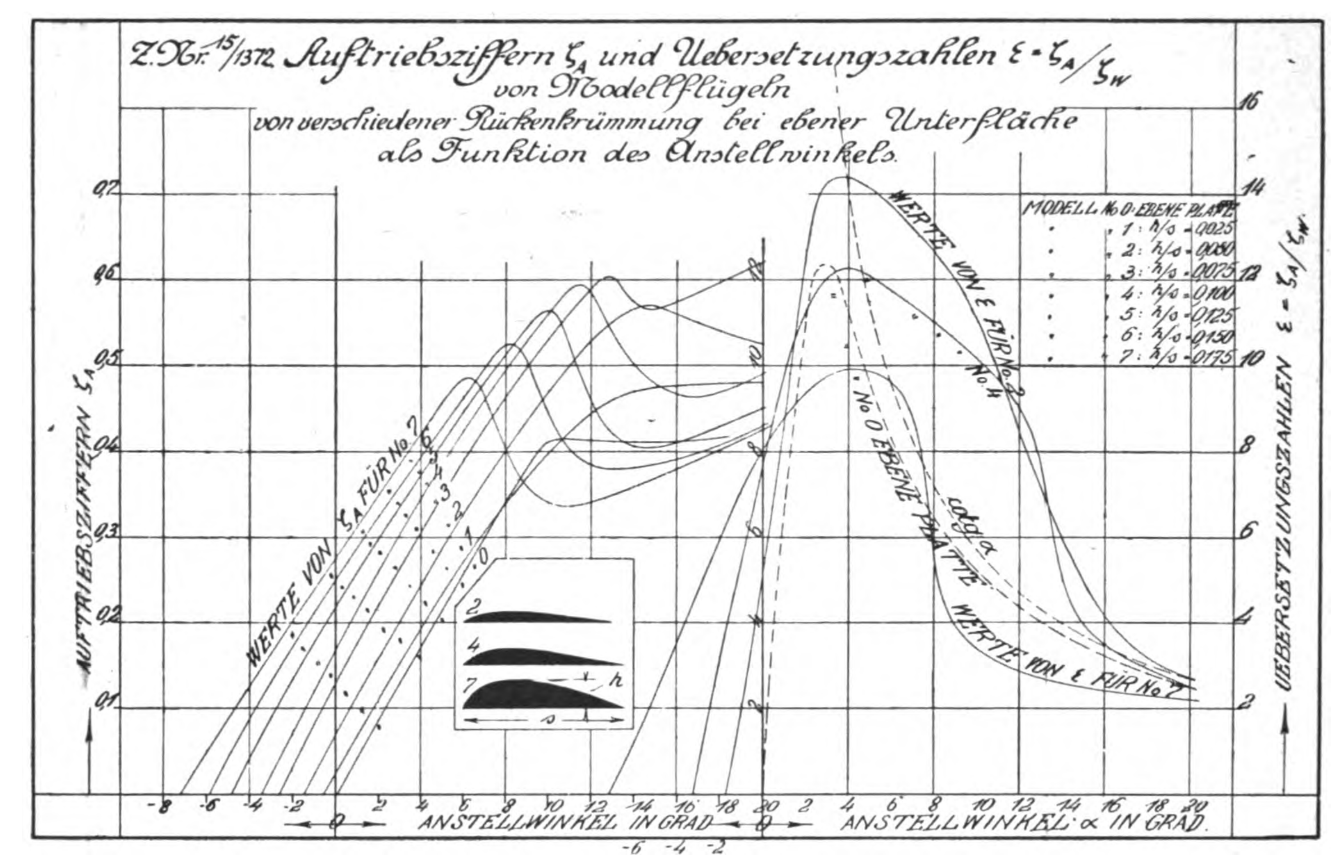
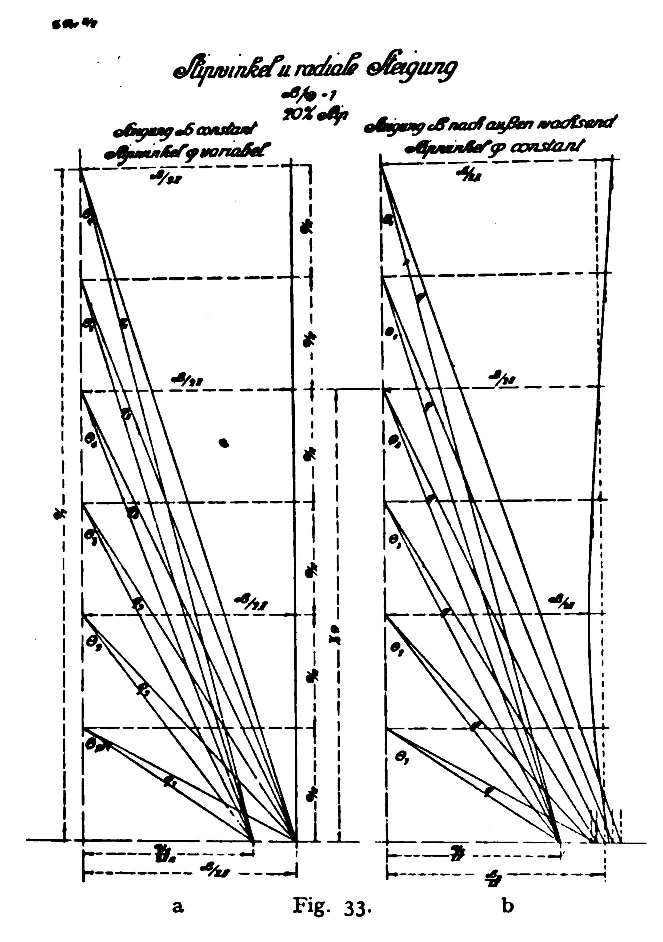


Fig. 32.



a Fig. 33. b

auf der rechten Seite die zugehörigen Übersetzungsverhältnisse

$$\varepsilon = \frac{\zeta_A}{\zeta_w}$$

in gleicher Weise aufgetragen.

Hierbei bedeuten:

A = senkrechter Auftrieb (Hubkraft) in kg,
g = Erdbeschleunigung,
γ = spezifisches Gewicht der Luft,
F = Areal der Tragfläche in qm,
V = Fahrtgeschwindigkeit in m/sec,

$$\zeta_w = \frac{1}{\gamma/g} \cdot \frac{W}{F \cdot V^2} = \text{Widerstandsziffer},$$

W = horizontaler Frontwiderstand entgegen der Fahrtrichtung in kg.

Wie aus dem Verlauf der Kurven für die Werte der Übersetzungsverhältnisse

$$\varepsilon = \frac{\zeta_A}{\zeta_w} = \frac{A}{W}$$

zu ersehen ist, welche bei Propellern in übertragenem Sinne mit den Wirkungsgraden in Beziehung gebracht werden können, erreichen erstere ihr Maximum ungefähr tatsächlich bei einem gleichen Anstellwinkel von allerdings nur etwa 4°. Wenn dieser nicht ebenso groß wie der für beste Wirkungsgrade ermittelte Slipwinkel der beiden Propellergruppen gewesen ist, so mag dies darauf zurückgeführt werden, daß in beiden Fällen die sog. wirksame Anstellung, die von der Form der Flügelquerschnitte abhängt, eine verschiedene gewesen sein kann. Außerdem wäre hervorzuheben, daß sich die oben bestimmten Slipwinkel für die Propeller Serie A mit radial konstanter Steigung nur auf den Umfang beziehen und nach innen zu entsprechend dem an einem bestimmten Radius r vorliegenden größeren Steigungsverhältnis

$$\frac{H}{D} = \frac{H}{2r}$$

noch weiter vergrößern, wie dies auch aus den Diagrammen Fig. 31 entnommen werden kann und noch in Fig. 33a u. b für ein Umfangssteigungsverhältnis von $H/D = 1$ besonders zur Darstellung gebracht worden ist. Figur 33b zeigt, daß für konstanten Anstellwinkel die Steigung nach innen zu abnehmen muß.

Versuche in Luft mit Modelltragflächen haben nun, wie aus den Diagrammen Fig. 34 zu ersehen ist, bei ein und demselben Modell eine Abhängigkeit des Übersetzungsverhältnisses

$$\varepsilon = \frac{\zeta_A}{\zeta_w} = \frac{A}{W}$$

außer von dem Anstellwinkel auch noch von der Fahrtgeschwindigkeit ergeben, in der Weise, daß bei geringeren Geschwindigkeiten das Maximum der Werte von ε kleiner ist und erst bei größeren Anstellwinkeln auftritt als bei den höheren Fahrtgeschwindigkeiten.

und zwar in Fig. 37 und 38 als Funktion der Durchmesserbelastungsgrade

$$C_d = \frac{\sqrt{S}}{D \cdot V_e},$$

Fig. 39 und 40 als Funktion der Tourenbelastungsgrade

$$C_n = \frac{\sqrt{S} \cdot n}{V_e^2},$$

Fig. 41 und 42 als Funktion der Tourenmomentgrade

$$C_{nm} = n \cdot \sqrt[3]{\frac{M}{V_e^5}}$$

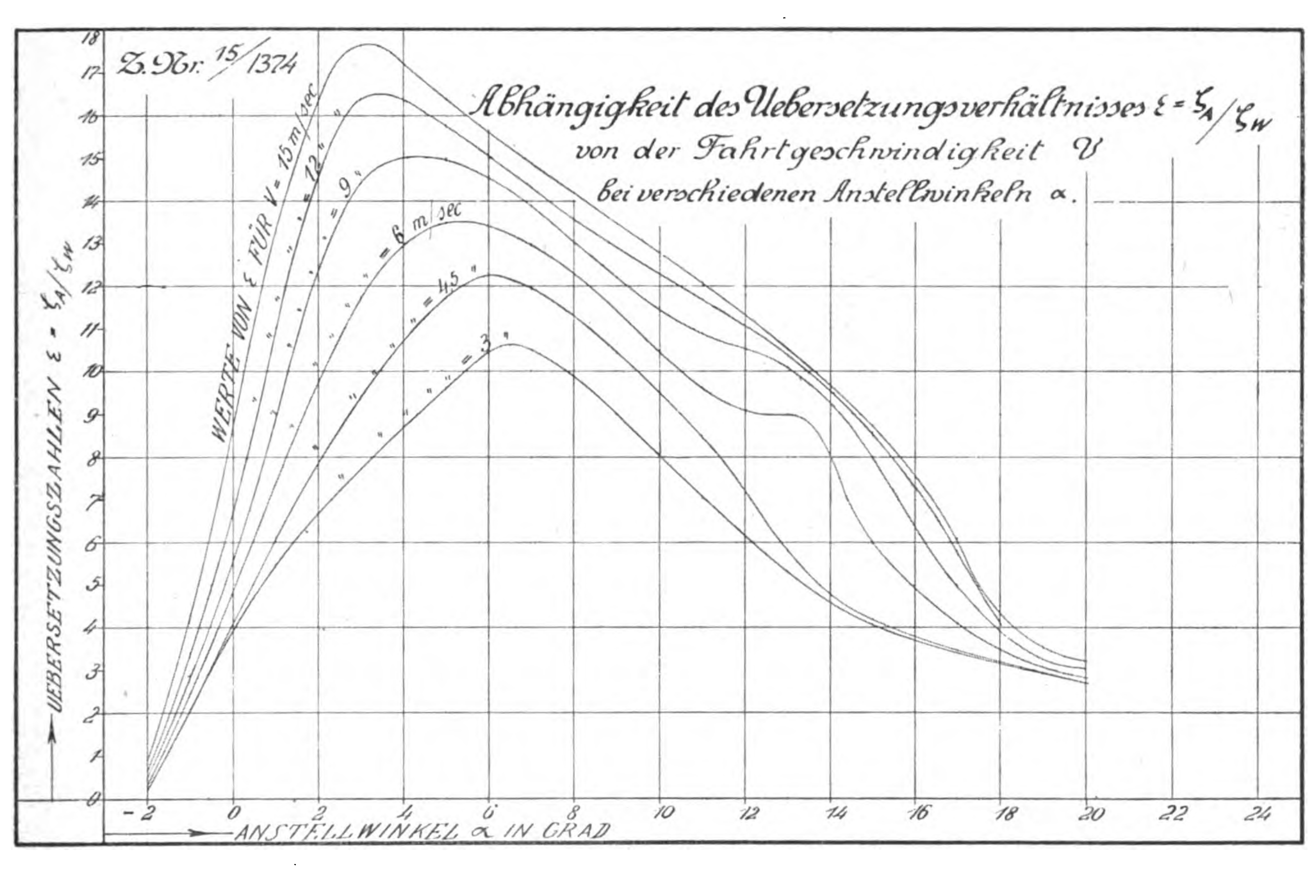


Fig. 34.

Würde dies auch bei einem Wasserpropeller der Fall sein, so dürfte das sog. Ähnlichkeitsgesetz, nach welchem für gleichen Slip durchweg gleicher Wirkungsgrad bei allen Geschwindigkeiten und Tourenzahlen angenommen wird, allerdings nur in gewissen Grenzen Anspruch auf genügende Genauigkeit machen können. Wie jedoch aus den Diagrammen Fig. 35 der Ergebnisse eines in Fig. 36 dargestellten (nicht zur Serie A gehörigen) Modellpropellers Nr. 17 entnommen werden kann, der für einen größeren Bereich von Slips bei verschiedenen Tourenzahlen geprüft worden ist, trifft hierfür das Ähnlichkeitsgesetz jedenfalls noch zu, da bei gleichen Slips sowohl die Schübe S_m als auch die Momente M_m ziemlich genau mit dem Quadrat der Tourenzahlen zunehmen, die Propellerwirkungsgrade daher praktisch gleich groß bleiben. Ob schließlich die Ergebnisse der Modellpropellerversuche in noch weiteren Grenzen bis auf die Verhältnisse ausgeführter Schiffsschrauben ebenfalls nach dem Ähnlichkeitsgesetz übertragbar sind, dürfte sich nur durch zahlreiche Auswertungen zuverlässiger Probefahrtsresultate auf Grund der Versuchsdiagramme von Serienpropellern nachweisen lassen.

Zum Schluß sind in folgendem noch logarithmische Darstellungen der erörterten Ergebnisse der beiden Propellergruppen mit 30% und 60% $A_p:A$ für die Verhältnisse bei maximal erreichbaren Wirkungsgraden $\eta_{p\max}$ vorgenommen

und Fig. 43 und 44 als Funktion der Durchmessermomentengrade

$$C_{dm} = \frac{1}{D} \cdot \sqrt[3]{\frac{M}{V_e^2}}.$$

Bekanntlich liefert diese logarithmische Auftragungsweise ein einfaches Mittel, um in den Tangenten der Steigungswinkel der betreffenden Kurven bei dem vorliegenden Belastungsgrad die Potenzen graphisch festzustellen, mit denen die Versuchsergebnisse an einer bestimmten Stelle für einen gewissen (beschränkten) Bereich als Funktion der Belastungsgrade variieren. In dieser Weise waren bereits früher folgende Beziehungsgleichungen abgeleitet, um für einen bestimmten Durchmesserbelastungsgrad C_d, d. h. bei gegebenem (beschränktem) Durchmesser bei bekannten Schlepp-Pferdestärken EPS leicht die zweckmäßigste Tourenzahl n_s, den zugehörigen Slip s_s und aus beiden die Steigung ermitteln zu können.

$$1. \qquad n_s = C \sqrt{\frac{EPS}{D^4 \cdot V_s}},$$

$$2. \qquad s_s = C \cdot \sqrt[3]{\frac{EPS}{D^2 \cdot V_s^3}},$$

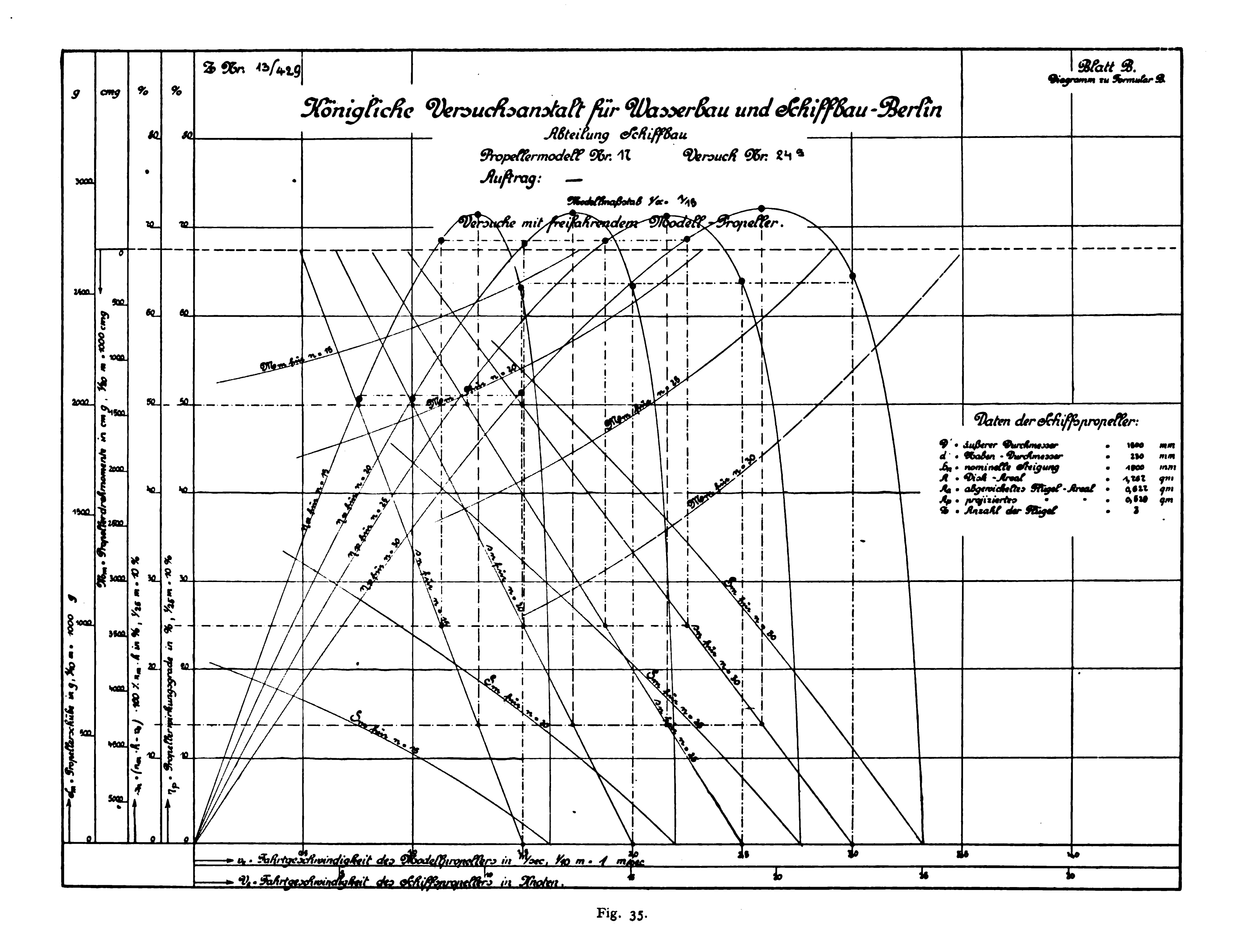

Blatt B.
Diagramm zu Formular B.
Königliche Versuchsanstalt für Wasserbau und Schiffbau-Berlin
Abteilung Schiffbau
Propellermodell Nr. 17
Versuch Nr. 24 a
Auftrag: —
Versuche mit freifahrendem Modell-Propeller.
Daten der Schiffspropeller:
D : äußerer Durchmesser . 1800 mm
d : Naben-Durchmesser . 230 mm
Hn : nominelle Steigung . 1800 mm
A : Disk-Areal . 2,262 qm
Aa : abgewickeltes Flügel-Areal . 0,632 qm
Ap : projiziertes " " . 0,529 qm
z : Anzahl der Flügel . 3
vk = Fahrtgeschwindigkeit des Modellpropellers in m/sec
V = Fahrtgeschwindigkeit des Schiffspropellers in Knoten.

Fig. 35.

$$3.\quad \eta_{p\,\max} = C \cdot \sqrt[4]{\frac{D^2 \cdot V_s^3}{EPS}}$$

oder

$$\eta_{p\,\max} = C \cdot \sqrt{\frac{V_s}{n_s \cdot D}}.$$

Die Gültigkeit dieser Formeln erstreckte sich bis auf die ad 2 für den Slip s_s ausnahmsweise auf einen größeren Bereich von Belastungsgraden C_d, da die Potenzen, mit denen die C_s- und $\eta_{p\max}$-Werte als Funktion von C_d zu- bzw. abnehmen, annähernd konstant bleiben, wie aus der logarithmischen Auftragung dieser Werte Fig. 37 und 38 ersehen werden kann.

Liegt dagegen die Aufgabe vor, bei bekannten Schlepp-Pferdestärken EPS für gegebene Touren die zweckmäßigsten Durchmesser zu ermitteln, handelt es sich also darum, eine Auswertung der Verhältnisse für gegebenen Tourenbelastungsgrad $C_n = \sqrt{S} \cdot \frac{n}{V_e^2}$ vorzunehmen, so sind zwar die Potenzen, mit denen sich die betreffenden logarithmisch aufgetragenen Werte nach Fig. 39 und 40 als Funktion von C_n ändern,

Fig. 36 und 37.

Systematische Propellerversuche
Versuchsserie A
Gruppe mit 30% Ap/A
Werte von $\eta_{p\max}$, s_n und C_s bei $C_d = \frac{\sqrt[3]{S}}{D \cdot V_e}$
logarithm. Auftragung

Werte von max. Wirkungsgrad $\eta_{p\max}$ in %
Werte von nom. Slip s_n in %
Werte von Slipgrad $C_s = \frac{n \cdot D}{V_e}$
Massstab für Exp. $m = \frac{\log y}{\log C_d}$; $y = C_d^m = \eta_p$ bezw. s_n u. C_s
$C_d = \frac{\sqrt[3]{S}}{D \cdot V_e}$

weniger konstant, lassen jedoch für einen beschränkten Bereich, z. B. gültig für Steigungsverhältnisse von etwa $H/D = 1{,}0$ die Aufstellung folgender Beziehungsgleichungen zu

$$C_s = [C_n^{1/2}],$$

$$\frac{n \cdot D}{V_e} = C \sqrt{\frac{\sqrt{S} \cdot n}{V_e^2}},$$

$$\frac{n^4 D^4}{V_e^4} = C \frac{S \cdot n^2}{V_e^4}.$$

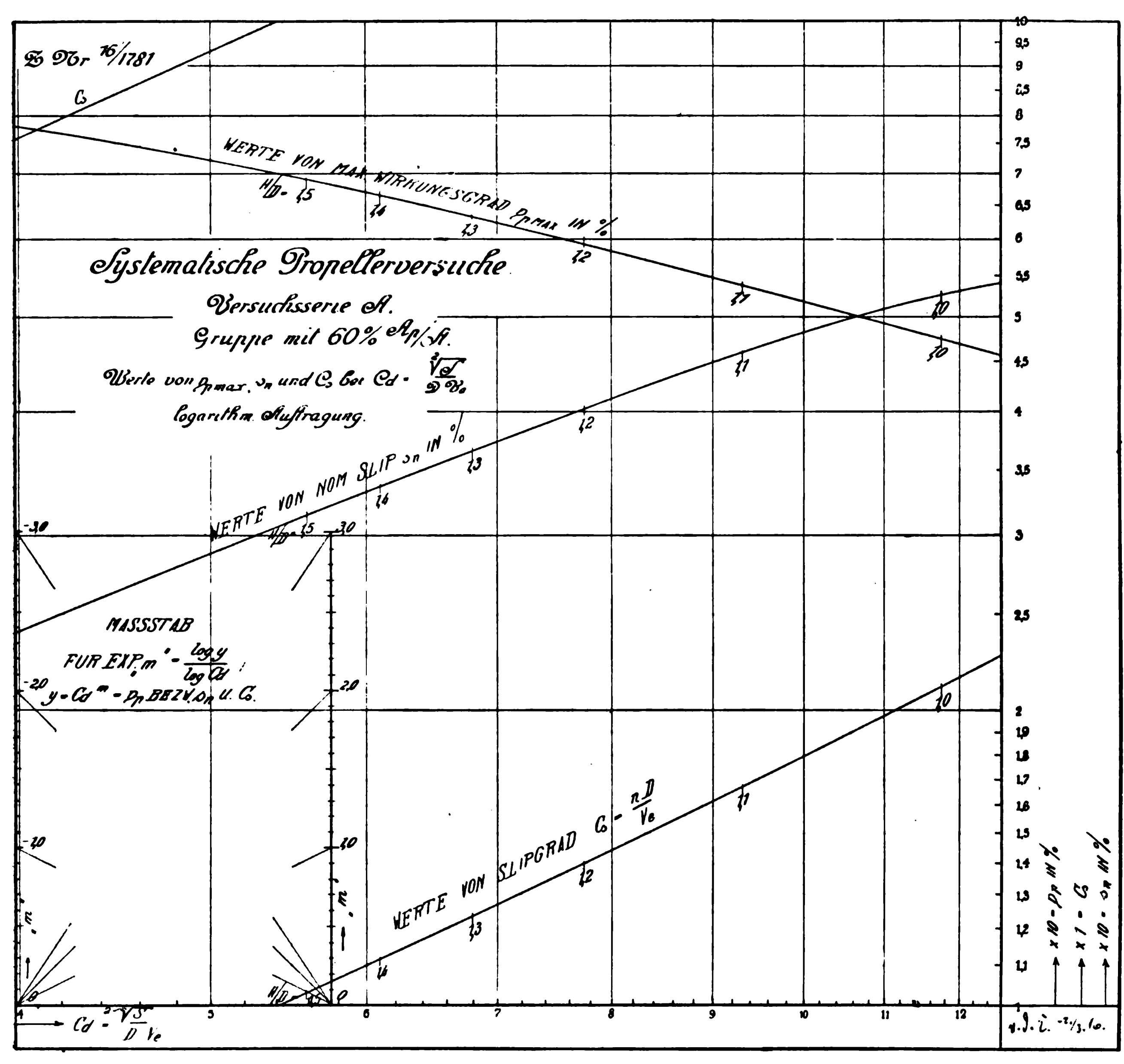


Fig. 38.

$$D = C \sqrt[4]{\frac{S}{n^2}} = C \cdot \sqrt[4]{\frac{(S \cdot V_e)}{V_e \cdot n^2}}$$

oder nach Einführung von effektiven Schlepp-Pferdestärken *EPS*, Geschwindigkeit V_s in kn und Tourenzahl n_s pro Minute

$$1. \quad D = C \cdot \sqrt[4]{\frac{EPS}{V_s \cdot n_s^2}}.$$

Es ist ferner nach Fig. 39 und 40

$$s_n = [C_n^{1/3}],$$

$$s_n = C \sqrt[3]{\frac{\sqrt{S} \cdot n}{V_e^2}} = C \sqrt[6]{\frac{S \cdot n^2}{V_e^4}} = C \cdot \sqrt[6]{\frac{(S \cdot V_e)\, n^2}{V_e^5}},$$

oder nach Einführung der Größen wie ad 1 und außerdem des scheinbaren Slips s_s:

$$2. \quad s_s = C \sqrt{\frac{EPS \cdot n_s^2}{V_s^5}},$$

$$\eta_p = [C_n^{-1/4}] = \left[\frac{1}{C_n^{1/4}},\right]$$

$$\eta_p^4 = C \cdot \frac{1}{C_n} = C \frac{V_e^2}{\sqrt{S} \cdot n},$$

$$\eta_p^8 = C \cdot \frac{V_e^4}{S \cdot n^2} = C \cdot \frac{V_e^5}{(S \cdot V_e) \cdot n^2}.$$

$$3. \quad \eta_{p\,max} = C \sqrt[8]{\frac{V_s^5}{EPS \cdot n_s^2}};$$

da ferner

$$[C_n^{1/2}] = C_s$$

und

$$[C_n^{-1/4}] = \eta_p = \left[\frac{1}{C_n^{1/4}}\right],$$

so ist

$$\left[\eta_p^2 = \frac{1}{C_s},\right]$$

$$\eta_p = \left[\sqrt{\frac{1}{C_s}}\right] = C\sqrt{\frac{V_s}{nD}}$$

oder

$$\eta_{p\,max} = C \cdot \sqrt{\frac{V_s}{n_s \cdot D}}.$$

Als dritter Fall käme in Betracht, bei bekannten abgebremsten Wellenpferdestärken *WPS* und gegebenen Touren den zweckmäßigsten Durchmesser usw. rechnerisch zu ermitteln. Hierfür lassen sich aus den Diagrammen Fig. 41 und

$$1. \qquad D = C \cdot \sqrt[4]{\frac{WPS}{n_s^2 \cdot V_s}}.$$

Es ist ferner: $s_n = [C_{n\,m}{}^{1/2}]$,

$$s_n = C \cdot \sqrt{n \cdot \sqrt[3]{\frac{M}{V_e^5}}},$$

$$s_n = C \cdot \sqrt[6]{\frac{(M \cdot n) \cdot n^2}{V_e^5}}.$$

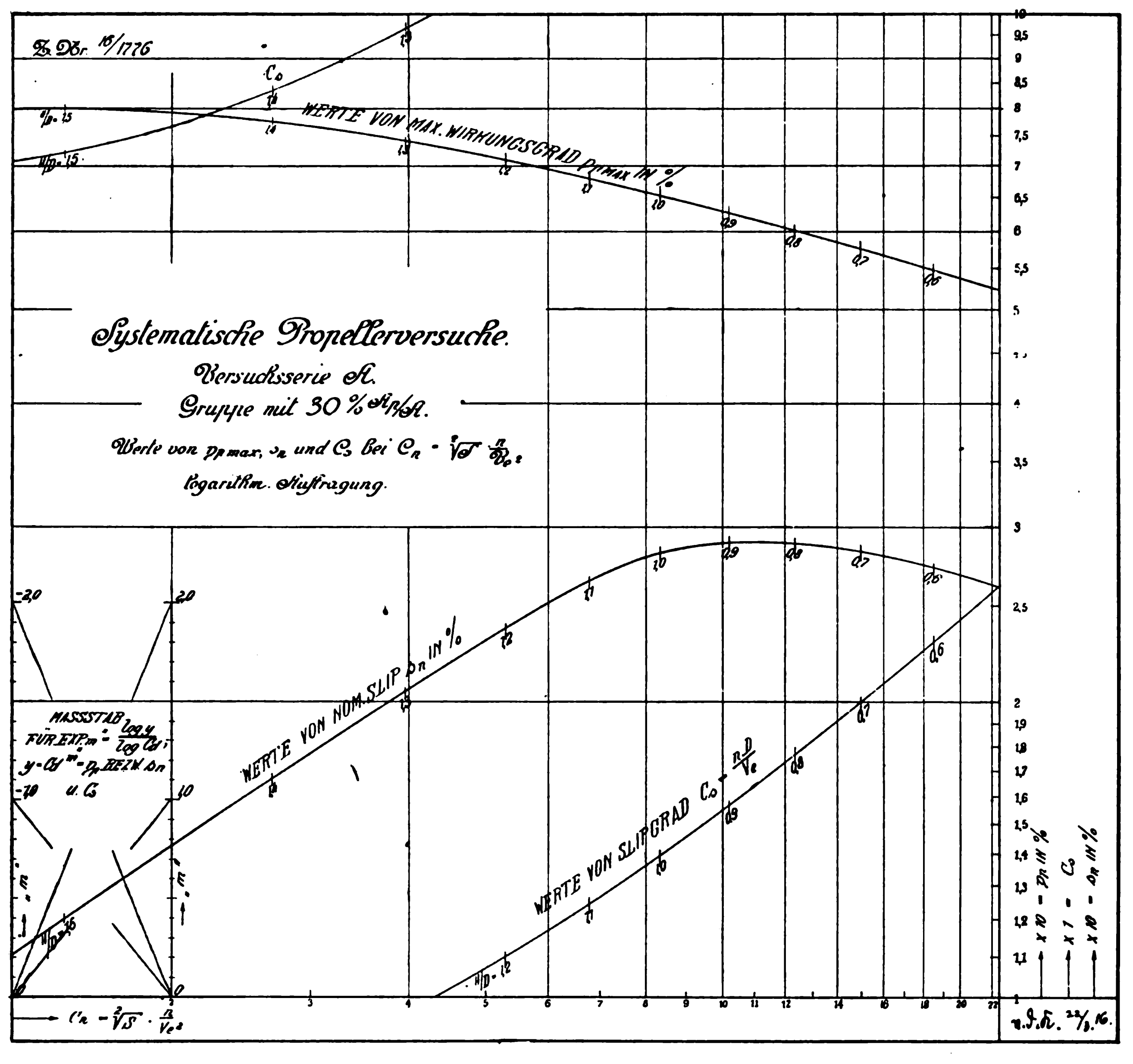


Fig. 39.

42 im Bereich des Steigungsverhältnisses von $H/D = 1$ folgende Beziehungsgleichungen aufstellen:

$$C_s = [C_{m\,m}{}^{1/4}],$$

$$\frac{nD}{V_e} = C\left(n\sqrt[3]{\frac{M}{V_e^5}}\right)^{3/4},$$

$$\frac{nD}{V_e} = C\sqrt[4]{\frac{M \cdot n^3}{V_e^5}},$$

$$D = C \cdot \sqrt[4]{\frac{(M \cdot n)}{n^2 V_e}}.$$

$$2. \qquad s_s = C \cdot \sqrt[6]{\frac{WPS \cdot n_s^2}{V_s^5}},$$

$$\eta_p = [C_{n\,m}{}^{-1/4} =]\left[\frac{1}{C_{n\,m}{}^{1/4}}\right],$$

$$\eta_p = C\frac{1}{\sqrt[4]{n \cdot \sqrt[3]{\frac{M}{V_e^5}}}},$$

$$\eta_p = C \cdot \sqrt[12]{\frac{V_e^5}{(M \cdot n) \cdot n^2}}.$$

3. $$\eta_{p\,max} = C \cdot \sqrt[12]{\frac{V_s^6}{WPS \cdot n_s^2}},$$

$$\left[\eta_p = [C_{nm}^{-1/4}] = \frac{1}{C_{nm}^{1/4}}\right],$$

$$C_s = [C_{nm}^{3/4}],$$

$$\eta_p^3 = C \cdot \frac{1}{C_{nm}^{3/4}} = C \cdot \frac{1}{C_s},$$

$$\eta_p = C \cdot \sqrt[3]{\frac{V_e}{nD}},$$

$$\eta_{p\,max} = C \cdot \sqrt[3]{\frac{V_s}{n_s D}}.$$

Liegt schließlich der Fall vor, bei bekannten abgebremsten Wellenpferdestärken *WPS* und gegebenem (beschränktem) Durchmesser die zweckmäßigsten Touren usw. rechnerisch zu ermitteln, so lassen sich aus den Diagrammen Fig. 43 und 44 für den Bereich des Steigungsverhältnisses von $H/D = 1$ folgende Formeln aufstellen:

$$C_s = [C_{dm}^3],$$

$$\frac{nD}{V_e} = C \cdot \left(\frac{1}{D} \cdot \sqrt[3]{\frac{M}{V_e^2}}\right)^3,$$

$$\frac{nD}{V_e} = C \cdot \frac{1}{D^3} \cdot \frac{(M \cdot n)}{n \cdot V_e^2},$$

$$n = C \cdot \sqrt{\frac{(M \cdot n)}{V \cdot D^4}}.$$

1. $$n_s = C \cdot \sqrt{\frac{WPS}{V_s \cdot D^4}},$$

$$s_n = [C_{dm}^2],$$

$$s_n = C \cdot \left(\frac{1}{D}\sqrt[3]{\frac{M}{V_e^2}}\right)^2 = C \cdot \left(\frac{(M \cdot n)}{D^3 \cdot V_e^2 \cdot n}\right)^{2/3}.$$

2. $$s_s = C \cdot \left(\frac{WPS}{D^3 \cdot V_s^2 \cdot n_s}\right)^{2/3},$$

$$\eta_p = [C_{dm}^{-1}] = C \cdot \frac{1}{C_{dm}},$$

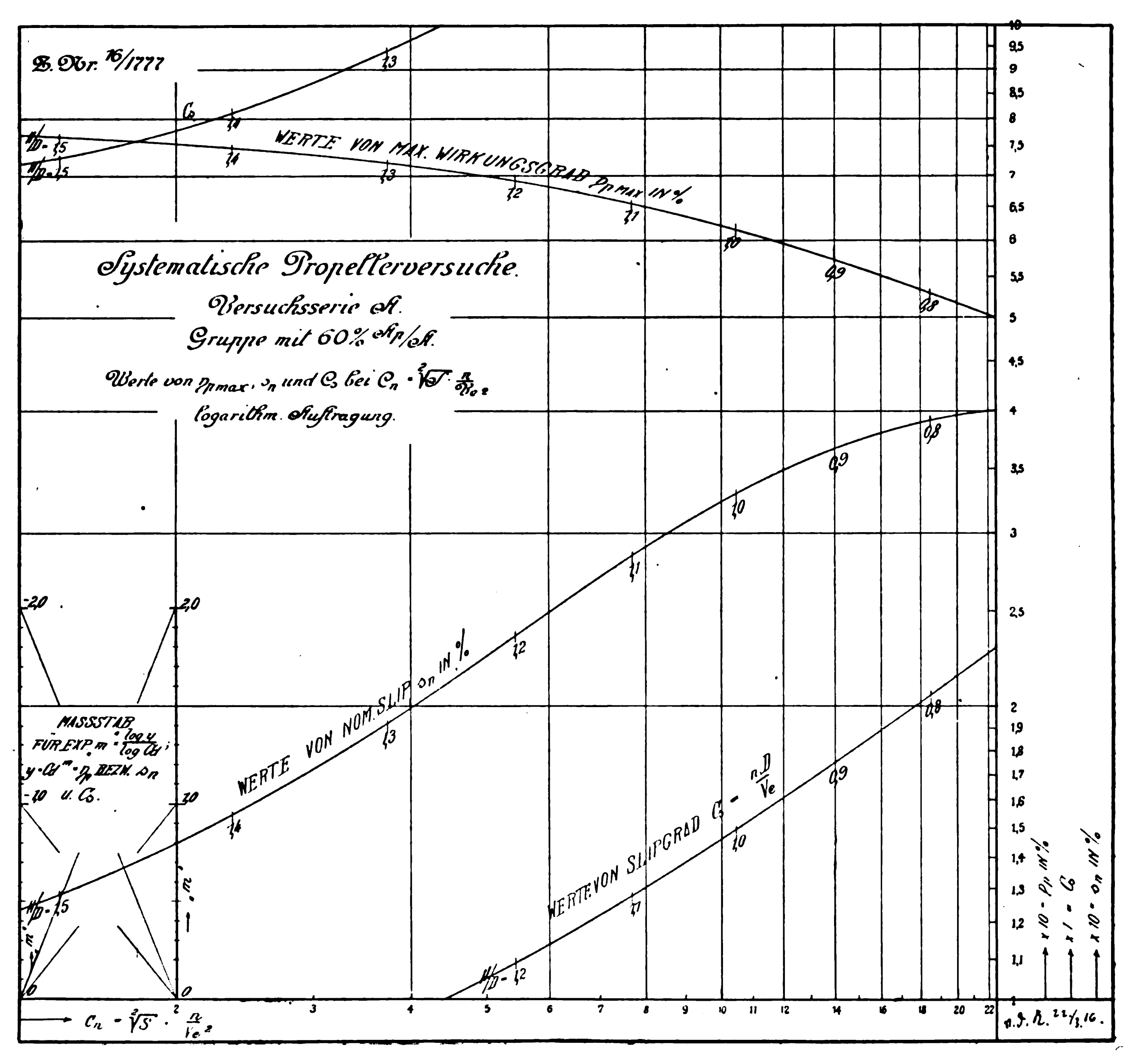


Fig. 40.

$$\eta_p = C \cdot \frac{1}{\frac{1}{D} \cdot \sqrt[3]{\frac{M}{V_e^2}}},$$

$$\eta_p^3 = C \cdot \frac{D^3 \cdot V_e^2 \cdot n}{(M \cdot n)},$$

$$\eta_p = C \cdot \sqrt[3]{\frac{D^3 \cdot V_e^2 \cdot n}{(M \cdot n)}}.$$

$$3. \quad \eta_{p\max} = C \sqrt[3]{\frac{D^3 \cdot V_s^2 \cdot n_s}{WPS}},$$

$$\eta_p = [C_{dm}^{-1}] = \left[\frac{1}{C_{dm}}\right],$$

$$C_s = [C_{dm}^3],$$

$$\eta_p^3 = C \cdot \frac{1}{C_{dm}^3} = C \cdot \frac{1}{C_s} = C \cdot \frac{V_e}{nD},$$

$$\eta_{p\max} = C \cdot \sqrt[3]{\frac{V_s}{n_s \cdot D}}.$$

Als Hauptresultat aller dieser auf Grund der Versuchsergebnisse für bestmöglichen erreichbaren Propellerwirkungsgrad abgeleiteten Beziehungsgleichungen, deren Gültigkeit nur für einen beschränkten Bereich nochmals ausdrücklich betont werden mag, ergibt sich die Abhängigkeit des Wirkungsgrades von dem Ausdruck $\frac{V_s}{n_s D}$, d. h. dem Verhältnis der Schiffsgeschwindigkeit in Knoten zu dem Produkt der Tourenzahl pro Minute mal dem Schraubendurchmesser in m oder dem der Schiffsgeschwindigkeit zur Propellerumfangsgeschwindigkeit, in dem Sinne, daß man auf jeden Fall einen entsprechend schlechteren Wirkungsgrad in Kauf nehmen muß, wenn nach Lage der Konstruktionsbedingungen bei einer verlangten Fahrtgeschwindigkeit hohe Umfangsgeschwindigkeit einzuhalten sind. Mithin ist der Wert von $\frac{V_s}{n_s D}$ als das Hauptkriterium für den auch selbst mit zweckmäßigst gewähltem Propeller erreichbaren Wirkungsgrad zu betrachten.

(Weiteres über diese Versuche siehe Werk des Verfassers »Systematische Propellerversuche«, Verlag Strauß, Berlin.)

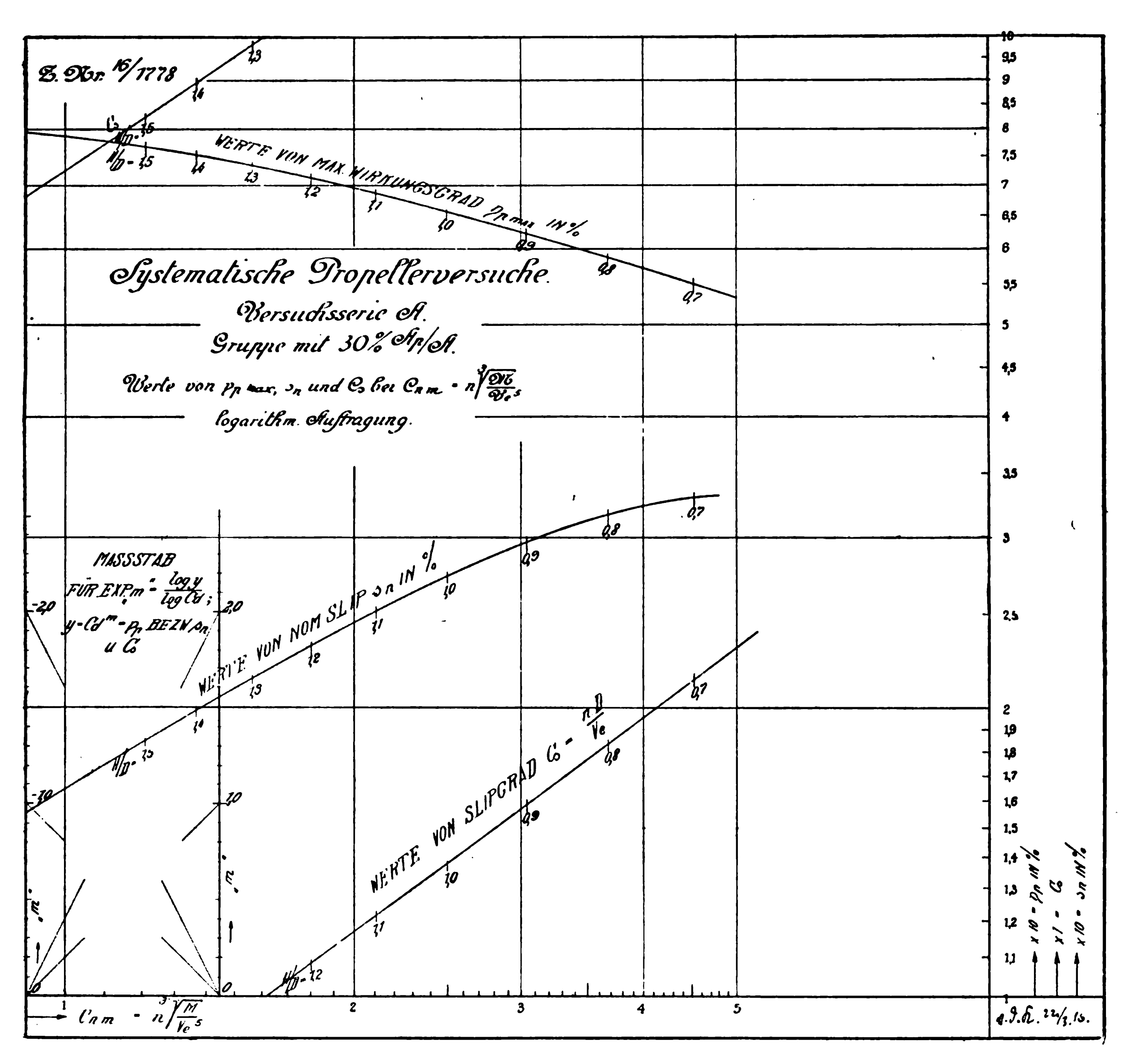


Fig. 41.

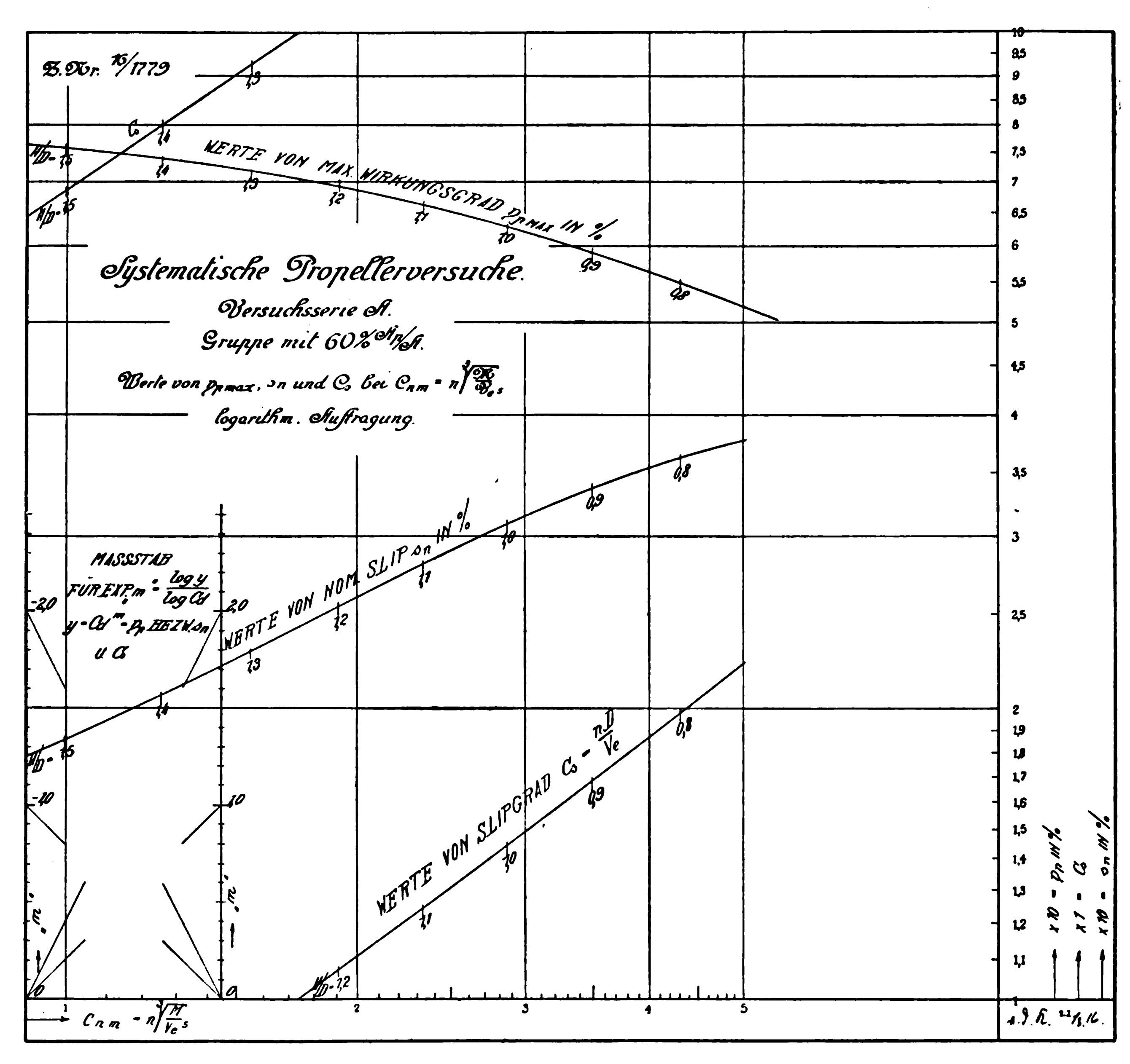


Fig. 42.

Berichte der Deutschen Versuchsanstalt für Luftfahrt.

11. Der Aufstieg von Flugzeugen.

Von E. Everling-Adlershof.

1. Einleitung.

Die Frage der Steiggeschwindigkeit und Maximalhöhe von Flugzeugen bei verschiedenen Belastungen, Motorleistungen und Luftdichten[1]) ist bei dem heutigen Entwicklungszustand der Flugtechnik von besonderer Bedeutung. Daher erscheint es angebracht, eine Arbeit des französischen Kapitäns Alayrac[2]), die kurz vor dem Kriege erschien und das Problem der Steigfähigkeit für einen Sonderfall seiner Lösung näher brachte, auch den deutschen Lesern zugänglich zu machen. Statt einer Übersetzung geben wir den Gedankengang jener Untersuchungen wieder. Dabei ließen sich zahlreiche Fehler vermeiden, die Formeln durch einige Kunstgriffe vereinfachen und aus den von Alayrac abgeleiteten Gleichungen durch wirkliche Ausrechnung Folgerungen ziehen, die eine praktische Anwendung seiner Theorie gestatten.

2. Die Bedingung für den Aufstieg.

Bei der mathematischen Behandlung der Bewegung eines Luftfahrzeuges, etwa der Ableitung einer Formel für die Barographenkurve oder die Flugbahn, besteht die Schwierigkeit, daß die Mechanik uns ein System von zwei Bewegungsgleichungen liefert, aus denen die Flugweite x und die Höhe z in Abhängigkeit von der Zeit t ermittelt werden könnten, wenn nicht der »Anstellwinkel« β der Luftschraubenachse des Flugzeuges gegen die Flugbahn (im Gegensatz zum »Einstellwinkel« der Flügel gegen die Rumpfachse) innerhalb gewisser Grenzen veränderlich wäre. Dieser Anstellwinkel hängt nämlich vom Ausschlag des Höhenruders, also von der Willkür des Führers ab, und es kommt nun darauf an, eine dritte Beziehung zwischen den vier Größen x, z, β und t zu wählen, die dem Verlauf des betrachteten Fluges entspricht und außerdem gestattet, die beiden Bewegungsgleichungen zu integrieren.

So beginnt denn auch Alayrac seine Erörterungen mit einer »condition imposée«. Er nimmt nämlich an, daß bei einem Aufstiege der Staudruck unveränderlich sei, d. h.

[1]) Vgl. auch A. Pröll, Faustformeln für Flugzeugbewertung, diese Zeitschrift VII, 1916, Heft 11/12, S. 65.

[2]) Alayrac, Étude du vol ascendant, La Technique Aéronautique X, Nr. 110, vom 15. Juli 1914, S. 41.

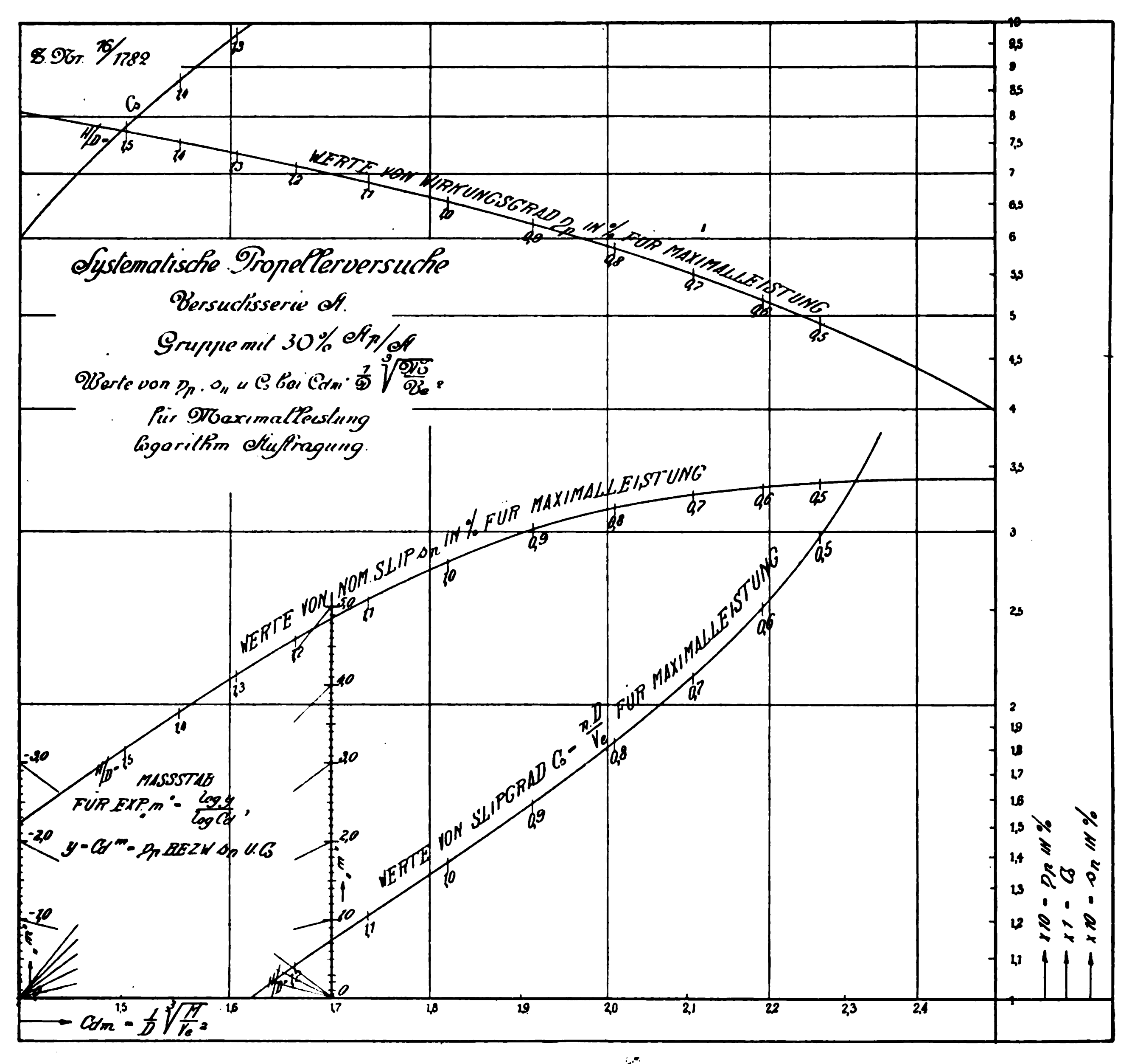


Fig. 43.

daß die Anzeige des Geschwindigkeitsmanometers konstant bleibt. Wir haben also, da der Staudruck durch $\gamma \cdot v^2/2g$ gegeben ist, zu setzen:

$$v^2 \cdot \gamma = v_0^2 \cdot \gamma_0 = \text{konstant} \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (1)$$

Dabei bedeutet v die Geschwindigkeit des Flugzeuges in seiner Bahn (m/s), γ die Gewichtsdichte der Luft (kg-Gewicht/m³), g die Erdbeschleunigung, also γ/g die Massendichte der Luft; v_0 und γ_0, ebenso andere Buchstaben mit dem Zeiger Null, stellen zusammengehörige Größen zur Zeit t_0 und am Orte mit den Koordinaten x_0, z_0 dar.

Diese Annahme konstanten Staudruckes ist, wie sich zeigen läßt, nahezu gleichbedeutend mit dem Ansatz ungeänderten Anstellwinkels; sie entspricht also ungefähr dem günstigsten Steigen.

3. Änderung der Luftdichte mit der Höhe.

Zu der Gleichung (1) sei noch bemerkt, daß für den Staudruck, ebenso wie für den Mechanismus des Fluges überhaupt, nicht der Luftdruck (mit dem z. B. Alayrac rechnet) maßgebend ist, sondern die Luftdichte, die dem Luftdruck und der absoluten Temperatur (oder dem Werte $1 + 0{,}00367 \cdot \vartheta$, wo ϑ die Temperatur in Celsiusgraden) proportional ist. Die Änderung des Luftdruckes mit der Höhe wird durch ein bekanntes logarithmisches Gesetz, die barometrische Höhenformel, wiedergegeben. Für die Luftdichte haben wir mit Berücksichtigung der mittleren Temperatur in verschiedenen Höhen, die von Coym[1]) bis 4000 m von 500 zu 500 m und darüber hinaus mit hinreichendem Anschluß von Wagner[2]) in Stufen von 1000 m gegeben wird, eine analoge Beziehung zur Höhe aufstellen können, nämlich:

$$\gamma = \gamma_0 \cdot 10^{\lambda (z_0 - z)} \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (2)$$

oder:

$$z = z_0 + \frac{1}{\lambda} \cdot \log \left(\frac{\gamma_0}{\gamma} \right) \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (2a)$$

Der Beiwert λ ist auf Grund der folgenden Tabelle 1 zu bestimmen, welche die mittleren Temperaturen bis 6000 m Höhe nach den angeführten Quellen, die mit Hilfe dieser Werte berechneten Luftdrücke und die zugehörigen Luftdichten enthält, letztere beiden, da es hier nur auf die Verhältnisse ankommt, in Bruchteilen der Werte am Boden.

1) A. Coym, Arb. d. Aeron. Observ. Lindenberg VIII, 1912, S. XXVI.

2) A. Wagner, Beitr. z. Phys. d. fr. Atmosphäre **3**, 1910, S. 56; Meteorol. Zeitschr. **27**, 1910, S. 97.

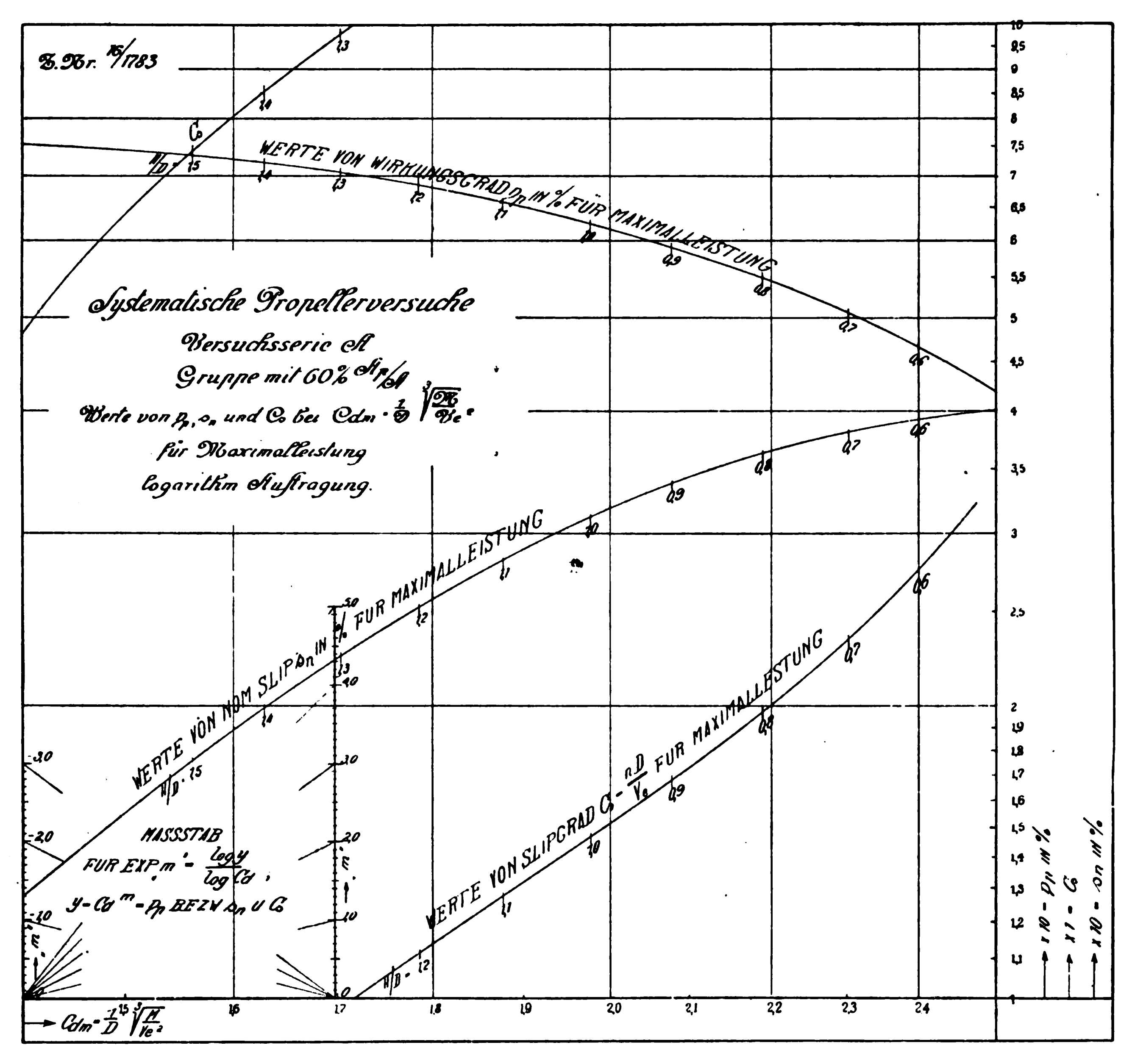


Fig. 44.

Tabelle 1.

Meereshöhe m	Temperatur ϑ, °C	Luftdruck relativ	Luftdichte relativ, γ/γ_0	Beiwert λ, nach Gl. (2 a)	Beiwert für den Luftdruck
0	+ 8,7	1,000	1,000	—	—
1000	+ 3,9	0,885	0,900	0,0000458	0,0000531
2000	— 1,0	0,782	0,810	0,0000458	0,0000534
3000	— 5,9	0,689	0,727	0,0000462	0,0000539
4000	— 11,6	0,605	0,653	0,0000463	0,0000546
5000	— 16,9	0,530	0,584	0,0000467	0,0000551
6000	— 23,7	0,463	0,523	0,0000469	0,0000557
			Mittelwerte:	0,0000463	0,0000543

Die vorletzte Spalte gibt die Werte von λ, die nach Gleichung (1) berechnet sind. Statt des Mittelwertes 0,0000463 genügt für unsere Zwecke wegen der Abweichungen der wirklichen Temperaturverteilung vom Jahresmittel, wegen der Luftfeuchtigkeit und anderer unvermeidlicher Störungen der Näherungswert:

$$\lambda = 0{,}000046\ \mathrm{m}^{-1} \quad \ldots\ldots \quad (3)$$

Für den Luftdruck wäre statt λ in Gleichung (2) der Wert 0,000054 oder 1/18400 einzusetzen, wie die letzte Spalte der Tabelle 1 ergibt.

Für die Zunahme der Bahngeschwindigkeit mit der Höhe folgt demnach aus den Gleichungen (1) und (2), wenn man den Wert (3) einführt:

$$v^2 = v_0^2 \cdot 10^{\lambda\,(z - z_0)} = v_0^2 \cdot 10^{0{,}000046\,(z - z_0)} \quad . \quad . \quad (4)$$

Späterhin wird die Beschleunigung, also der Differentialquotient der Geschwindigkeit nach der Zeit, gebraucht. Man erhält durch Logarithmieren und Differentiieren:

$$\frac{dv}{dt} = \frac{\lambda}{2} \cdot \ln 10 \cdot v \cdot \frac{dz}{dt} = 0{,}000053 \cdot v^2 \cdot \sin\varphi \quad . \quad (5)$$

Dabei ist φ der Winkel der Flugbahn gegen die Horizontale, dessen Sinus durch das Verhältnis der Steiggeschwindigkeit dz/dt zur Bahngeschwindigkeit v gegeben ist, und der natürliche Logarithmus von 10 hat den Wert 2,30259.

4. Die Bewegungsgleichungen des Flugzeuges.

Die Bedingung konstanten Staudruckes (1), aus der sich die Gleichungen (4) und (5) herleiten ließen, gestattet nun die Integration der Bewegungsgleichungen, die man in allgemeiner Form, aber in einfacher Gestalt erhält, wenn man die Kräfte, die auf das Flugzeug wirken, in ihre Komponenten tangential und normal zur Flugbahn zerlegt. Aus der bild-

lichen Darstellung (Fig. 1) sieht man, daß in der Richtung des Fluges der größte Teil der Schraubenzugkraft Z (kg), ihr entgegen der gesamte Widerstand W (kg), die kleinere Komponente des Flugzeuggewichtes G (kg) und die der Bahnbeschleunigung entsprechende Trägheitskraft wirkt. Senkrecht zur Flugrichtung zieht der gesamte Auftrieb A (kg), ihm entgegen die größere Komponente von G; ein geringer Teil von Z sowie die Fliehkraft wirken in der einen oder anderen Richtung. Es folgen also für die Longitudinalbeschleunigung $\frac{dv}{dt}$ und die Transversalbeschleunigung $\frac{v^2}{r} = \frac{v \cdot d\varphi}{dt}$ die Bewegungsgleichungen:

$$\left.\begin{aligned} \frac{G}{g} \cdot \frac{dv}{dt} &= Z \cdot \cos\beta - W - G \cdot \sin\varphi \\ \frac{G}{g} \cdot \frac{v d\varphi}{dt.} &= Z \cdot \sin\beta + A - G \cdot \cos\varphi \end{aligned}\right\} \quad . \quad . \quad (6)$$

Dabei ergeben sich die Vorzeichen des Gliedes $Z \cdot \sin\beta$ und der Fliehkraft aus der Festsetzung, daß der Steigwinkel φ und der Anstellwinkel β nach oben hin positiv gerechnet werden sollen, und daraus, daß der Differentialquotient $d\varphi/dt$ negativ ist, wenn die Flugbahnkurve ihre konvexe Seite nach oben kehrt, wenn also die Fliehkraft gleichsinnig mit dem Auftrieb wirkt.

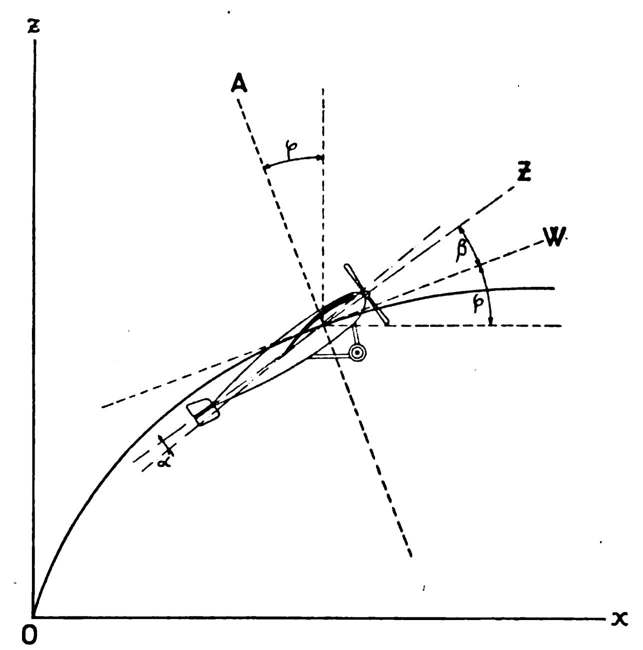


Fig. 1. Zur Ableitung der Bewegungsgleichungen eines Flugzeuges: Auftrieb A, Widerstand W, Schraubenzug Z, Steigwinkel φ, Anstellwinkel β und Einstellwinkel a, im Koordinatensystem x,z.

Nun ist aber β ein kleiner Winkel, daher kann man im allgemeinen $Z \cdot \cos\beta$ mit Z vertauschen und $Z \cdot \sin\beta$ durch $Z \cdot \beta$ ersetzen, oder einfacher $Z \cdot \sin\beta$, die normal zur Flugbahn gerichtete Komponente des Schraubenzuges, vernachlässigen, wie es Alayrac stillschweigend tut. Wir wollen dieses Glied jedoch vorläufig beibehalten, um nachher den Fehler, der durch eine solche Vernachlässigung begangen wird, abschätzen zu können.

Mit Hilfe der Gleichung (5) lassen sich aber die Bewegungsgleichungen (6) integrieren, wenn man für A, W und Z brauchbare Ansätze einführt. Zunächst gelten die bekannten Formeln (1):

$$\left.\begin{aligned} A &= \frac{\gamma}{g} \cdot \zeta_a \cdot F \cdot v^2 \\ W &= \frac{\gamma}{g} (\zeta_w \cdot F + \psi \cdot f)\, v^2 \end{aligned}\right\} \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (7)$$

wenn F den Flächeninhalt der sämtlichen tragenden Teile in m^2, projiziert auf die Flügelsehne[1]), ζ_a, ζ_w die zugehörigen Auftrieb- und Widerstandbeiwerte, f aber die Fläche der nichttragenden Teile in m^2, parallel zur Flugrichtung projiziert[1]), und ψ den zugehörigen Beiwert des »schädlichen Widerstandes« bedeutet.

[1]) Vgl. L. Prandtl, Artikel »Flüssigkeitsbewegung« im »Handwörterbuch d. Naturwissenschaften«, Bd. IV, S. 135, Jena 1913.

Die zur Flugrichtung senkrechte Komponente des Schraubenzuges ist von der Fluggeschwindigkeit unabhängig, also gleich dem Werte im Stand, für den Hauptteil von Z, der zur Flugbahn parallel ist, gilt ein genäherter Ansatz, den auch Alayrac verwendet:

$$Z = \frac{\gamma}{\gamma_0} (S - \sigma \cdot v^2) \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (8)$$

S ist der Schraubenschub im Stand bei der Luftdichte γ_0 und σ ein Beiwert, der angibt, um welchen Betrag Z abnimmt, wenn $\gamma \cdot v^2$ um γ_0 oder v_0^2 um 1 wächst. Den Klammerausdruck in Gleichung (8) konnten wir aus den graphischen Darstellungen der Eiffelschen[2]) Luftschraubenmessungen, die freilich für diesen Zweck recht unbequem auszuwerten sind, bestätigen. σ hat etwa den Wert 0,1 für Schrauben der üblichen Größe bei 160 PS. Die Proportionalität von Z mit der Luftdichte[3]) ergibt sich aus der Annahme, daß die Motorleistung proportional der Luftdichte abnimmt, wie es nach Versuchen in vielen Fällen zutrifft; wir haben das Verhalten des Motors bei geänderten Luftdichte- und Temperaturverhältnissen an anderer Stelle[4]) ausführlich erörtert und die Berechtigung dieses Ansatzes zeigen können.

Die Gleichung (8) läßt nun — zunächst für gleichbleibende Luftdichte — eine einfache Deutung zu: Der Schraubenzug in der Fahrt setzt sich zusammen aus dem unveränderlichen Standwert S und einem negativen Gliede, das dem Quadrat der Fluggeschwindigkeit proportional ist. Ersetzen wir σ durch $\frac{\gamma_0}{g} \cdot \psi_s \cdot f_s$, so nimmt (8) die Gestalt an:

$$Z = \frac{\gamma}{\gamma_0} \cdot S - \frac{\gamma}{g} \cdot \psi_s \cdot f_s \cdot v^2 \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (8a)$$

und das zweite Glied hat genau die gleiche Form, wie der Ausdruck der Gleichung (7), der den schädlichen Widerstand darstellt. Wir haben den Schraubenzug also zerlegt in die Differenz des festen auf die augenblickliche Luftdichte zurückgeführten Standwertes und des »Schraubenwiderstandes«. Da in den Bewegungsgleichungen (6) die Differenz $Z - W$ vorkommt, so können wir jenes subtraktive Glied in den Widerstand einbeziehen. Durch diesen kleinen Kunstgriff, der sich übrigens bei manchen ähnlichen Untersuchungen als vorteilhaft erweist und das Verhalten der Luftschraube in der Fahrt recht anschaulich darzustellen vermag, können wir die Alayracschen Rechnungen wesentlich vereinfachen.

Den Widerstand, der sich jetzt zusammensetzt aus dem der tragenden Teile, dem schädlichen und dem Schraubenwiderstand, schreiben wir nun:

$$W + \frac{\gamma}{\gamma_0} \cdot \sigma \cdot v^2 = \frac{\gamma}{\gamma_0} \cdot f_w(\beta) \cdot v^2 \quad . \quad . \quad . \quad (9a)$$

und ähnlich den Auftrieb:

$$A = \frac{\gamma}{\gamma_0} \cdot f_a(\beta) \cdot v^2 \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (9b)$$

wobei in den Abkürzungen von der Dimension Kraft durch Geschwindigkeitquadrat

$$\left.\begin{aligned} f_w(\beta) &= \frac{\gamma_0}{g} (\zeta_w \cdot F + \psi \cdot f + \psi_s \cdot f_s) \\ f_a(\beta) &= \frac{\gamma_0}{g} \cdot \zeta_a \cdot F \end{aligned}\right\} \quad . \quad . \quad (10)$$

die Abhängigkeit der Widerstand- und Auftriebzahlen vom Anstellwinkel β des Flugzeuges zum Ausdruck kommt. Die

[1]) Vgl. L. Prandtl, Artikel »Flüssigkeitsbewegung« im »Handwörterbuch der Naturwissenschaften«. Bd. IV, S. 135, Jena 1913.

[2]) G. Eiffel, Nouvelles Recherches sur la Résistance de l'Air et l'Aviation, Paris 1914, Textband S. 337, 339, 340.

[3]) Alayrac sagt einfach: »Anderseits weiß man, daß der Schraubenzug« dem Luftdruck proportional ist. (a. a. O. S. 43.)

[4]) In einer demnächst erscheinenden Arbeit.

Bewegungsgleichungen (6) nehmen wegen (8) und (9) die einfache Gestalt an:

$$\left.\begin{aligned} G\left(\frac{1}{g}\cdot\frac{dv}{dt}+\sin\varphi\right) &= \frac{\gamma}{\gamma_0}\left[S-f_w(\beta)\cdot v^2\right] \\ G\left(\frac{1}{g}\cdot\frac{v\cdot d\varphi}{dt}+\cos\varphi\right) &= \frac{\gamma}{\gamma_0}\left[S\cdot\beta+f_a(\beta)\cdot v^2\right] \end{aligned}\right\} \quad (6a)$$

Mit Hilfe der Bedingung konstanten Staudruckes, also mit den Gleichungen (1) und (5), läßt sich (6a) noch weiter vereinfachen. Als dritte Gleichung fügen wir (5) hinzu und erhalten für die Bewegung des Flugzeuges das folgende System:

$$\left.\begin{aligned} G\left(\frac{0{,}000053}{g}\cdot v^2+1\right)\sin\varphi &= v_0^2\left[\frac{S}{v^2}-f_w(\beta)\right] \\ G\left(\frac{1}{g}\cdot\frac{v\cdot d\varphi}{dt}+\cos\varphi\right) &= v_0^2\left[\frac{S\cdot\beta}{v^2}+f_a(\beta)\right] \\ \frac{dv}{dt} &= 0{,}000053\cdot v^2\cdot\sin\varphi \end{aligned}\right\} \quad (11)$$

5. Vorläufige Folgerungen.

a) Die beiden letzten Gleichungen geben die Differentialgleichung des Hodographen oder des Bewegungsbildes einer Kurve, die man erhält, wenn man die Geschwindigkeiten der Größe (v) und Richtung (φ) nach von einem Punkte aus aufträgt und die Endpunkte dieser Vektoren verbindet, die also durch eine Beziehung zwischen v und φ dargestellt wird. Diese Differentialgleichung ließe sich integrieren, wenn $f_a(\beta)$ als Funktion von $f_w(\beta)$ bekannt wäre, mit anderen Worten, wenn man den Anstellwinkel β aus der ersten Gleichung (11) ausrechnen und in die zweite einsetzen könnte. Im sechsten Abschnitt wird sich der Hodograph jedoch leicht und unmittelbar in endlicher Form ergeben.

b) Ebenso kann die Steigzeit $t-t_0$ bis zu einer gewissen Höhe z, die sich aus der dritten Gleichung (11) ergibt,

$$t-t_0=\frac{1}{0{,}000053}\int_{v_0}^{v}\frac{dv}{v^2\cdot\sin\varphi} \quad . \quad . \quad . \quad (5a)$$

hier noch nicht berechnet werden, da die Beziehung zwischen φ und v unbekannt ist. Auch Alayracs Folgerung, daß die Steigzeit bis zur Gipfelhöhe z_g der Flugbahn, in welcher der Steigwinkel Null wird, unendlich groß sei, ist hier noch verfrüht, da ja dv an der oberen Grenze ebenfalls verschwindet.

c) In der Gipfelhöhe der Flugbahn selbst gelten, da der Steigwinkel und die Bahnbeschleunigung verschwinden müssen, auch ohne die Annahme konstanten Staudruckes statt (6a) die Gleichungen:

$$\left.\begin{aligned} S &= f_w(\beta_g)\cdot v_g^2 \\ \frac{\gamma_0}{\gamma_g}\cdot G &= S\cdot\beta_g+f_a(\beta_g)\cdot v_g^2 \end{aligned}\right\} \quad . \quad . \quad . \quad (12)$$

wobei der Zeiger g die Zugehörigkeit von v, γ und β zum Gipfelwert z_g angibt. Für das Verhältnis der Luftdichten oben und unten folgt aus (12):

$$\frac{\gamma_g}{\gamma_0}=\frac{G}{S}\cdot\frac{f_w(\beta_g)}{f_a(\beta_g)+\beta_g\cdot f_w(\beta_g)}=\frac{G}{S}\cdot K(\beta_g) \quad . \quad (13)$$

dabei haben wir als Abkürzung für das Verhältnis des Gesamtwiderstandes zum Gesamtauftrieb (einschließlich der Aufkomponente des Schraubenzuges) die »Triebzahl« $K(\beta)$ eingeführt, die der »Gleitzahl«[1]) des motorlosen Gleitfluges entspricht. Für die Gipfelhöhe selbst folgt somit nach Gleichung (2a) und (13):

$$z_g=z_0+\frac{1}{\lambda}\cdot\log\left\{\frac{S}{G\cdot K(\beta_g)}\right\} \quad . \quad . \quad . \quad (14)$$

d) Damit die Gipfelhöhe zugleich die größtmögliche, die Maximalhöhe ist, muß die Triebzahl ihren kleinsten, günstigsten Wert besitzen, man muß also mit dem Anstellwinkel β_m fliegen, der $K(\beta)$ zu einem Minimum macht. Dieser Winkel ist aus der Lilienthalschen Charakteristik des betrachteten Flugzeuges leicht zu ermitteln: Kennt man jene Kurve, deren Abszissen die Werte des Widerstandkoeffizienten bei verschiedenen Anstellwinkeln, deren Ordinaten die zugehörigen Auftriebzahlen sind, so verschiebe man den Anfangspunkt um den Betrag des Schraubenwiderstandkoeffizienten, und gegebenenfalls noch des Beiwertes für den schädlichen Widerstand, nach links und lege durch ihn die Tangente an die Polarkurve. Der Berührungspunkt entspricht dann dem gesuchten Anstellwinkel, die Neigung χ der Tangente gegen die Ordinatenachse der zugehörigen Triebzahl:

$$K(\beta)=\operatorname{tg}\chi \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (15)$$

Die Aufkomponente des Schraubenzuges wird man dabei nicht zu berücksichtigen brauchen. Ferner beachte man, daß der Anstellwinkel bei aerodynamischen Messungen meist auf die Flügelsehne bezogen wird, während wir ihn hier zweckmäßig von der Luftschraubenachse aus gerechnet haben. Aus $K(\beta_m)$ ist nach (14) die Maximalhöhe z_m zu ermitteln.

e) Die Geschwindigkeit beim Abfluge, v_0, erhält man schließlich wegen der Bedingung (1) aus (13) und der ersten Gleichung (12):

$$v_0^2=\frac{\gamma_g}{\gamma_0}\cdot v_g^2=\frac{G}{S}\cdot K(\beta_g)\cdot v_g^2=\frac{G}{f_a(\beta_g)+\beta_g\cdot f_w(\beta_g)} \quad (16)$$

Sie ist also wesentlich nur von der Auftriebzahl in der Gipfelhöhe abhängig. Soll die Maximalhöhe erreicht werden, so tritt β_m an Stelle von β_g.

6. Eine vereinfachende Annahme; die Gleichung des Hodographen.

Außer diesen Einzelergebnissen gestatten die drei Gleichungen (11) keine einfachen Folgerungen. Sie lassen sich aber integrieren, wenn man die Annahme hinzufügt, daß sich der Anstellwinkel während des Aufstieges nur wenig ändert, so daß zwar die Auftriebkoeffizienten variieren, die Beiwerte des Widerstandes aber nahezu ungeändert bleiben. Der Fehler, den man mit dieser Annäherung begeht, soll nachträglich ermittelt werden.

Es sei also statt $f_w(\beta)$ der feste Wert f_w gesetzt; damit gibt die erste Gleichung (11) unmittelbar die endliche Formel für den Hodographen:

$$G\left(\frac{0{,}000053}{g}\cdot v^2-1\right)\sin\varphi=v_0^2\left(\frac{S}{v^2}-f_w\right) \quad . \quad (17)$$

Die Klammer auf der linken Seite kann man gleich 1 oder genauer gleich 1,01 setzen, da der erste Term bei einer Geschwindigkeit von 50 m/s oder 180 km/h den Wert 0,013 hat, der gegen 1 vernachlässigt oder wenigstens durch einen abgerundeten Mittelwert 0,01 ersetzt werden kann. Für den Steigwinkel folgt also wegen der zweiten und ersten Gleichung (12):

$$\begin{aligned} \sin\varphi &= \frac{v_0^2}{1{,}01\cdot G}\left(\frac{S}{v^2}-f_w\right) \\ &= \frac{f_w}{1{,}01\,[f_a(\beta_g)+\beta_g\cdot f_w]}\left(\frac{v_g^2}{v^2}-1\right)=K\left(\frac{v_g^2}{v^2}-1\right) \quad (18) \end{aligned}$$

Dabei haben wir, ähnlich wie $K(\beta)$ in Gleichung (13), hier die »korrigierte Triebzahl«

$$K=\frac{0{,}99\cdot f_w}{f_a(\beta_g)+\beta_g\cdot f_w} \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (19)$$

eingeführt, die mit jener zusammenfällt, wenn man das Beschleunigungsglied in Gleichung (17) vernachlässigt. Der Einfachheit wegen haben wir bei K das Argument β_g fortgelassen.

Bevor wir nun, wie Alayrac, aus der Gleichung (18) die Flugbahnkurve ableiten, wollen wir das Geschwindigkeitsbild, das durch diese Formel ausgedrückt wird, genauer betrachten. Nach v aufgelöst ergibt der letzte Teil der Gleichung (18):

$$v=v_g\cdot\sqrt{\frac{K}{K+\sin\varphi}} \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (18a)$$

Für die Gipfelhöhe folgt natürlich $v=v_g$ und $\varphi=0$, für den Abflug vom Boden aber

$$\sin\varphi_0=K\left(\frac{v_g^2}{v_0^2}-1\right)=K\left(\frac{\gamma_0}{\gamma_g}-1\right) \quad . \quad . \quad (18b)$$

[1]) Vgl. E. Everling, Zur Arbeitsgleichung des Flugzeuges, diese Zeitschrift V, Heft 13, S. 197, Anm. 2, 1914.

Hieraus läßt sich von den drei Größen φ_0, K und v_g/v_0 (oder γ_g/γ_0 oder $z_g - z_0$) eine berechnen, wenn man die beiden anderen kennt. Eine weitere Beziehung zwischen dem größten Höhenunterschied, der Triebzahl und dem Verhältnis Schraubenzug zu Gesamtgewicht war aber bereits durch Gleichung (14) oder (13) gegeben.

Ist beispielsweise $G/S = 3$, $z_g - z_0 = 6500$ m, also $\frac{v_g^2}{v_0^2} = 2{,}0$, so folgt aus (13) die Triebzahl $K = 1/6$, dann weiter aus (18b) der Abflugwinkel $\varphi_0 = \arcsin K = \arcsin 0{,}167 = 9{,}6^0$. Ein Flugzeug, dessen Schraubenzug im Stand am Boden ein Drittel seines Gesamtgewichtes beträgt und das mit konstantem Staudruck aufsteigt, muß also den Boden mit einem Steigwinkel von $9{,}6^0$ verlassen, wenn es eine Gipfelhöhe von 6500 m erreichen soll. Beim Aufstieg nimmt dieser Winkel allmählich bis zum Werte Null ab, zwischen diesen beiden Grenzen kommt also der Hodograph für uns in Betracht. Trotzdem ist es von Interesse, den gesamten Verlauf der Kurve (18a) zu betrachten.

Sie ist symmetrisch in bezug auf den Strahl $\varphi = \pi/2 = 90^0$, für den v seinen kleinsten Wert hat. Von da ab nimmt der Geschwindigkeitsvektor nach beiden Seiten hin zu, bis zu den Werten v_0 für $\varphi = \varphi_0$, v_g für $\varphi = 0$ und ∞ für $\varphi = -\varphi_0$. Darüber hinaus wird v imaginär. Die Tangente des Hodographen stellt die Richtung der Beschleunigung dar. Sie bildet mit dem Fahrstrahl den Winkel Θ, und es ist

$$\operatorname{tg} \Theta = \frac{v\, d\varphi}{dv} = -\frac{2\,K \cdot v_g^2}{\sqrt{v^4 - K^2\,(v_g^2 - v^2)^2}} \quad . \quad . \quad (20)$$

In dem Bilde (Fig. 2) ist der Verlauf des Hodographen für unser Beispiel, also für eine Gipfelhöhe von 6500 m und für die Triebzahl 1/6 dargestellt; dabei wurde die Geschwindigkeit in der größten Höhe zu 30,0 m/s oder 108,0 km/h angenommen, die Bahngeschwindigkeit beim Verlassen des Bodens ist also 22,2 m/s oder 86,8 km/h. Der Gültigkeitsbereich zwischen diesen beiden Geschwindigkeiten, also zwischen den Steigwinkeln 0^0 und $+9{,}6^0$ ist schraffiert. Größere Winkel entsprechen einer Flughöhe unterhalb der Ausgangshöhe z_0, kleinere, negative Winkel einer Überschreitung der Gipfelhöhe, wie sie etwa durch Vertikalböen vorkommen kann. Dann muß nämlich an Stelle des Steigens ein Abwärtsgleiten mit entsprechend vermehrter Geschwindigkeit stattfinden. Doch hat dieser Fall keine praktische Bedeutung.

Die Neigung der Tangente gegen den Fahrstrahl ist für die Grenzwerte unseres Gültigkeitsbereiches: $\operatorname{tg} \Theta_0 = -4/\sqrt{35} = -0{,}68$ und $\operatorname{tg} \Theta_g = -1/3 = -0{,}33$. Die Neigung der Beschleunigungsrichtung gegen die Flugbahntangente nimmt also mit zunehmender Höhe beständig ab. Der Wendepunkt, jenseits dessen dies Verhalten sich umkehrt, liegt, wie das Bild für unser Beispiel zeigt und wie sich allgemein aus der Formel (18a) oder (20) beweisen läßt, außerhalb des Gültigkeitsbereiches.

7. Die Flugbahnkurve.

Die Hodographengleichung (18) gestattet nun die Ermittelung des Zusammenhanges zwischen x und z, also der Flugbahn beim Aufstieg. Es gilt ja nach der Definition des Steigwinkels die Beziehung:

$$dx = dz \cdot \operatorname{ctg} \varphi \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (21)$$

Drückt man hierin φ durch z aus und integriert, so erhält man die gesuchte Flugbahngleichung, nämlich x als Funktion von z. Alayrac ersetzt φ mit Hilfe von (18) und dz nach Gleichung (5) durch Funktionen von v, integriert durch eine umständliche Substitution und erhält eine Parameterdarstellung der Bahnkurve nach v, die zudem nicht vollständig ausgeführt und fehlerhaft ist. Wir wollen zunächst umgekehrt verfahren und in Gleichung (21) dz durch eine Funktion von φ ersetzen. Zu dem Zweck differentiieren wir Gleichung (18):

$$\cos \varphi \cdot d\varphi = -\frac{2\,K \cdot v_g^2}{v^3}\,dv = -2 \cdot \frac{dv}{v}\,(\sin \varphi + K) \quad (22)$$

letzteres wegen der Beziehung (18a). Nach Gleichung (5) wird aber:

$$dz = \frac{1}{0{,}000053} \cdot \frac{dv}{v} \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (23)$$

Also folgt statt der Differentialgleichung (21) wegen (23) und (22)

$$dx = -\frac{\operatorname{ctg} \varphi}{0{,}000106} \cdot \frac{\cos \varphi \cdot d\varphi}{\sin \varphi + K} \quad . \quad . \quad . \quad (24)$$

Zerlegen wir diesen Ausdruck in seine Partialbrüche und schreiben:

$$0{,}000106 \cdot dx = d\varphi \left[1 - \frac{1}{K \cdot \sin \varphi} + \frac{1 - K^2}{K\,(\sin \varphi + K)} \right] \quad (24a)$$

so können wir die Integration leicht ausführen und erhalten:

$$0{,}000106\,(x - x_0) = \Bigg[\varphi + \ln \Bigg\{ \left(\frac{1 + \cos \varphi}{\sin \varphi} \right)^{\frac{1}{K}} \cdot \left(\frac{1 + K \cdot \sin \varphi + \sqrt{1 - K^2} \cdot \cos \varphi}{\sin \varphi + K} \right)^{\frac{\sqrt{1 - K^2}}{-K}} \Bigg\} \Bigg]_{\varphi_0}^{\varphi} . \quad (25)$$

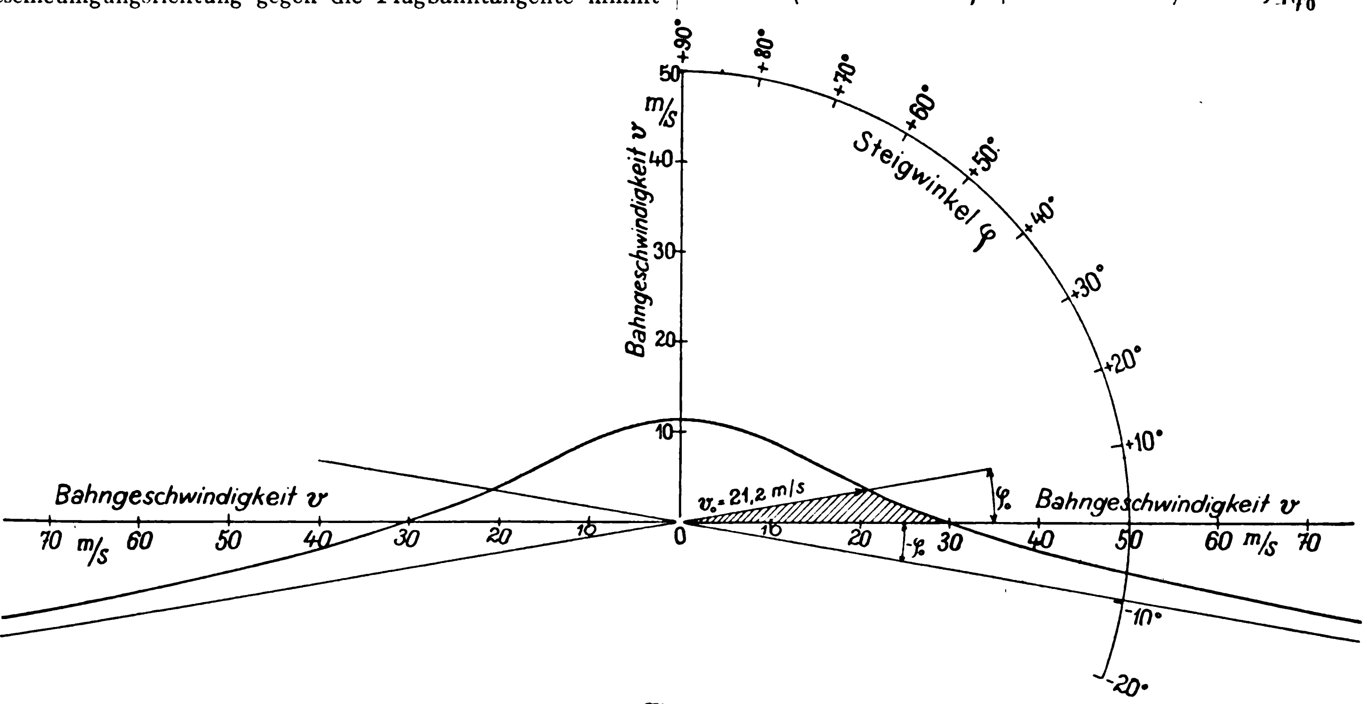


Fig. 2.

Hodograph oder Geschwindigkeitsbild, Bahngeschwindigkeit v abhängig vom Steigwinkel φ, für eine Abfluggeschwindigkeit von 21,2 m/s, eine Höchstgeschwindigkeit von 30,0 m/s und die Triebzahl 1/6, also für den Anfangssteigwinkel $9{,}6^0$. Der Gültigkeitsbereich ist schraffiert.

Setzt man hierin noch aus (18) und (2) den Wert von $\sin\varphi$ ein, so folgt als Gleichung der Flugbahn:

$$0{,}000106\,(x - x_0) = \arc\sin(K \cdot E) - \arc\sin(K \cdot E_0)$$
$$+ \frac{2{,}303}{K}\left[\log\left\{\frac{1+\sqrt{1-K^2 \cdot E^2}}{1+\sqrt{1-K^2 \cdot E_0^2}} \cdot \frac{E_0}{E}\right\}\right.$$
$$\left. + \sqrt{1-K^2} \cdot \log\left\{\frac{1+K^2 \cdot E_0 + \sqrt{1-K^2}\cdot\sqrt{1-K^2 \cdot E_0^2}}{1+K^2 \cdot E + \sqrt{1-K^2}\cdot\sqrt{1-K^2 \cdot E^2}} \cdot \frac{1+E}{1+E_0}\right\}\right] \quad (26)$$

wobei die Abkürzungen bedeuten:

$$E = 10^{\lambda(z_g - z)} - 1, \quad E_0 = 10^{\lambda(z_g - z_0)} - 1 \quad . \quad . \quad (26a)$$

Diese Formel gestattet bereits in ihrer allgemeinen Gestalt einige Schlüsse: Für $z = z_g$ ist $x = \infty$, die Horizontale in der größten Höhe ist also Asymptote der Bahnkurve. Die Werte von x hängen, bis auf eine Konstante, lediglich von der Differenz $z_g - z$, nicht von z selbst ab, so daß bei gleicher Triebzahl K alle Steigkurven in gleichem Abstand von ihrer Gipfelhöhe gleich verlaufen, daher nach Verschiebung auf dieselbe Asymptote vollständig zur Deckung gebracht werden können.

Als Beispiel soll aus Gleichung (26) berechnet werden, wie weit das Flugzeug mit der Triebzahl 1/6, der Gipfelhöhe 6500 m über dem Abflugpunkt, also dem Luftdichteverhältnis $\gamma_0/\gamma_g = 2{,}0$, nach 2700 m Aufstieg in wagerechtem Abstand von seinem Abflugpunkt entfernt ist. Nennen wir die Koordinaten des betrachteten Punktes x_1 und z_1, so erhalten wir $z_1 - z_0 = 2700$ m, also $z_g - z_1 = 3800$ m, daher das Luftdichteverhältnis

$$\frac{\gamma_1}{\gamma_g} = 10^{\lambda(z_g - z_1)} = 1{,}5,$$

und daraus folgt nach längerer Zahlenrechnung:

$$x_1 - x_0 = 22{,}80 \text{ km}.$$

Man sieht, daß die Gleichung der Flugbahnkurve (26) noch zu verwickelt ist, um eine bequeme Ausrechnung zu gestatten. Sie läßt sich auch für die praktisch vorkommenden Werte der Triebzahlen, die etwa 1/6 betragen, nicht wesentlich vereinfachen, ohne daß erhebliche Fehler zugelassen werden.

Dagegen ergibt ein anderes Verfahren mit verschwindender Ungenauigkeit ein beträchtlich einfacheres Resultat: Wir führen unmittelbar in Gleichung (21) mit einem Fehler von Bruchteilen eines Prozentes (da φ jedenfalls kleiner als 20° ist) die Näherung ein:

$$dx = dz \cdot \operatorname{ctg}\varphi = dz \cdot \frac{\sqrt{1-\sin^2\varphi}}{\sin\varphi} = dz\left[\frac{1}{\sin\varphi} - \frac{\sin\varphi}{2}\right] \quad (27)$$

Also folgt durch Einsetzen des Wertes von $\sin\varphi$ aus (18) und (2):

$$dx = dz\left[\frac{1}{K\,(10^{\lambda(z_g - z)} - 1)} - \frac{K}{2}\,(10^{\lambda(z_g - z)} - 1)\right] \quad (28)$$

und die Integration gibt sogleich:

$$x - x_0 = \frac{1}{\lambda \cdot K} \cdot \log\left\{\frac{1 - 10^{\lambda(z_0 - z_g)}}{1 - 10^{\lambda(z - z_g)}}\right\}$$
$$+ \frac{K}{0{,}000212}\,(10^{\lambda(z_g - z)} - 10^{\lambda(z_g - z_0)}) + \frac{K}{2}\,(z - z_0) \quad (29)$$

Tabelle 2.

$z - z_0$ =	0	1261	1721	2716	3828	4823	5283	6544	m
$z_g - z$ =	6544	5283	4823	3828	2716	1721	1261	0	m
$10^{\lambda(z_g - z)}$ =	2	7/4	5/3	3/2	4/3	6/5	8/7	1	—
$\sin\varphi$ =	0,167	0,125	0,111	0,083	0,056	0,033	0,024	0,000	—
v =	21,2	22,7	23,2	24,5	26,0	27,4	28,0	30,0	m/s
x =	0,00	8,64	12,52	22,80	39,06	62,01	78,28	∞	km
t =	0,00	6,62	9,42	16,66	27,40	41,72	51,50	∞	min
dz/dt =	3,53	2,83	2,58	2,04	1,44	0,91	0,67	0,00	m/s
$t \cdot dz/dt$ =	0,00	18,74	24,32	33,98	39,45	37,96	34,51	0,00	m/6c
oder =	0	1124	1459	2039	2367	2278	2071	0	m

Mit dieser Formel lassen sich die Werte von x bequem und mit großer Genauigkeit berechnen. In der folgenden Tabelle 2 sind unter anderen auch die Größen der Flugstrecke x für verschiedene Höhen verzeichnet und zwar für eine Gipfelhöhe von 6500 m und eine Triebzahl 1/6, wie in dem vorhergehenden Beispiel.

In dieser Tabelle sind die Höhenwerte auf das Meter genau ausgerechnet, mit Rücksicht auf die Bestimmung von x aus Gleichung (29); außerdem haben wir die Höhenstufen so gewählt, daß die erste Zeile, rückwärts gelesen, die zweite ergibt, daß also die Abstände der berechneten Punkte vom Boden und von der Gipfelhöhe paarweise gleich sind. Für das Luftdichteverhältnis γ/γ_0 (dritte Zeile) wurden einfache Werte zugrunde gelegt und daraus die Höhen berechnet. Die Größen von $\sin\varphi$ ergeben sich dann aus Gleichung (18), die Werte der Geschwindigkeit v aus (1). Die sechste Zeile enthält die Koordinaten der Flugbahn, die in Fig. 3 durch die ausgezogene Kurve bildlich dargestellt wird. Dabei ist der Höhenmaßstab gegen den der Flugstrecke verzehnfacht, die Kurve also auf ein Zehntel ihrer Breite zusammengezogen. Man erkennt, daß sie in Wirklichkeit einer geraden Linie recht nahe kommt.

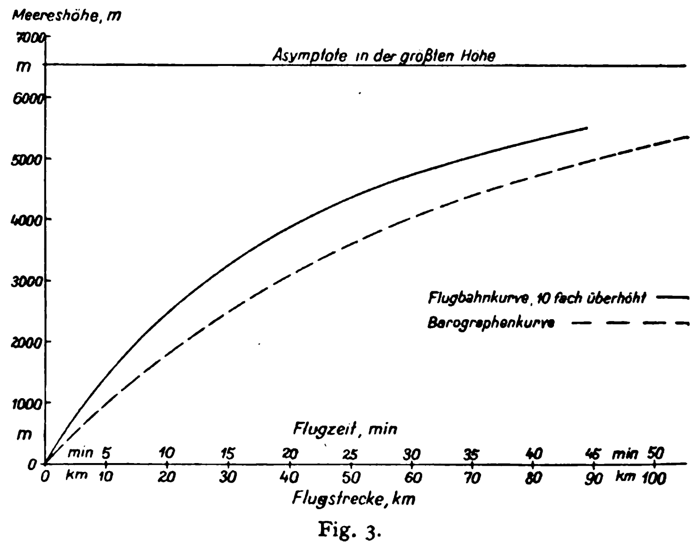


Fig. 3.

Flugbahnkurve (Beziehung zwischen horizontaler Flugstrecke und erreichter Höhe, letztere in zehnfachem Maßstabe, ausgezogen) und Barographenkurve (Abhängigkeit der erreichten Höhe von der Flugzeit, gestrichelt), für die Gipfelhöhe 6540 m, die Triebzahl 1/6 und die Anfangsgeschwindigkeit 21,2 m/s.

8. Einige Eigenschaften der Flugbahnkurve.

Alayrac gibt an Stelle der ausführlichen Gleichung und des Verlaufs der Bahnkurve die Ableitung ihrer Bogenlänge s und ihres Krümmungsradius r.

Die Länge s ist natürlich von ihrer Projektion auf die Horizontale, d. h. von der Flugstrecke x, wenig verschieden. Aus der Definition des Steigwinkels ergibt sich ähnlich wie Gleichung (21) unmittelbar:

$$ds = \frac{dz}{\sin\varphi} \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (30)$$

Die rechte Seite ist aber, wie wir sogleich erkennen, derselbe Ausdruck wie der erste Term auf der rechten Seite von (27), daher folgt wie in (29) für die Bogenlänge:

$$s - s_0 = \frac{1}{\lambda \cdot K} \cdot \log\left\{\frac{1 - 10^{\lambda(z_0 - z_g)}}{1 - 10^{\lambda(z - z_g)}}\right\} \quad . \quad . \quad (31)$$

Die übrigen Glieder auf der rechten Seite von Gleichung (29) geben also, mit umgekehrtem Vorzeichen versehen, die Differenz $s - x$, den Unterschied zwischen dem Bogen und seiner Projektion auf die horizontale Achse. Für die Steighöhe 2700 m und mit den Zahlenwerten unseres Beispiels ergibt sie sich zu 0,17 km, also die Bogenlänge selbst zu 22,97 km.

Für den Krümmungsradius folgt unmittelbar aus (30) und (22) in Verbindung mit (23):

$$\frac{1}{r} = \frac{d\varphi}{ds} = \frac{\sin\varphi \cdot d\varphi}{dz} = -0{,}000106 \cdot \operatorname{tg}\varphi\,(\sin\varphi + K) \quad (32)$$

als einfachste Gestalt der Krümmungsgleichung. Man sieht, daß r dauernd negativ ist, weil ja φ mit zunehmender Höhe beständig abnimmt, daß der Krümmungsradius aber dem absoluten Betrage nach stetig wächst, daß daher die Krümmung der Flugbahn immer kleiner wird, in Übereinstimmung mit dem Kurvenbilde der Fig. 3.

Für unser Beispiel hat r am Boden den Wert $r_0 = -168$ km, in 2700 m Höhe $r_1 = -453$ km, für den Gipfel gilt natürlich stets $r_g = -\infty$.

9. Nachprüfung der vereinfachenden Annahme.

Jetzt ist es möglich, die vereinfachende Annahme, daß die Widerstandszahl $f_w(\beta)$ während des Aufstieges vom Anstellwinkel unabhängig sei, auf ihre Zulässigkeit zu prüfen. Dabei kann von vornherein angenommen werden, daß die wirkliche Flugbahn nahezu dieselbe Krümmung und den gleichen Abflugwinkel besitzt, wie die Kurve (26), die mit Hilfe jener Vereinfachung abgeleitet wurde. Ferner bleibt die Gleitzahl oder die Triebzahl, also das Verhältnis des Widerstandes zum Auftrieb, in den Grenzen, die hier für den Anstellwinkel in Betracht kommen, soweit konstant, daß man statt des Widerstandkoeffizienten die Auftriebzahl, für die eine bequemere Beziehung zur Bahnkurve gefunden wird, auf ihre verhältnismäßige Änderung während des Aufstieges untersuchen kann.

Nach der zweiten Bewegungsgleichung (11) folgt, weil

$$v = \frac{ds}{dt} \quad \ldots \ldots \ldots \quad (33)$$

für die Auftriebzahl:

$$f_a(\beta) = \frac{G}{v_0^2}\left(\cos\varphi + \frac{v}{g}\cdot\frac{d\varphi}{dt}\right) = \frac{G}{v_0^2}\left(\cos\varphi + \frac{v^2}{g\cdot r}\right) \quad (34)$$

wenn man $S \cdot \beta / v^2$ gegen $f_a(\beta)$ vernachlässigt. In der Tat ist der Auftrieb $f_a(\beta) \cdot v^2$ ungefähr gleich dem Fluggewicht G, meist größer, also etwa gleich dem dreifachen Werte des Schraubenzuges im Stand oder noch größer. Also beträgt $S \cdot \beta$ für Werte des Anstellwinkels zwischen $+5^0$ und -5^0, d. h. zwischen $+0{,}087$ und $-0{,}087$ Bogenmaß, weniger als 3% des Auftriebes. Da β meist sehr wenig von Null verschieden ist, so ist jene Vernachlässigung durchaus zulässig.

Die Auftriebzahl besteht nach Gleichung (34) aus einem positiven und einem, nach (32), negativen Gliede, die beide mit zunehmender Höhe, also mit abnehmendem Steigwinkel, beständig wachsen. Sie hat daher ihre extremen Werte an den Grenzen des Bewegungsgebietes, in der Höhe z_0 und z_g. Diese Werte ergeben sich mit Hilfe von (34):

$$\left.\begin{aligned} f_a(\beta_0) &= \frac{G}{v_0^2}\left(\cos\varphi_0 + \frac{v_0^2}{g\cdot r_0}\right) \\ f_a(\beta_g) &= \frac{G}{v_0^2} \end{aligned}\right\} \quad \ldots \quad (34a)$$

Die verhältnismäßige Änderung ist also:

$$\frac{f_a(\beta_g) - f_a(\beta_0)}{f_a(\beta_g)} = 1 - \cos\varphi_0 - \frac{v_0^2}{g\cdot r_0} \quad \ldots \quad (35)$$

demnach für unser Beispiel mit den früheren Werten $\varphi_0 = 9{,}6^0$, $v_0 = 21{,}2$ m/s, $r_0 = 168$ km $= 168000$ m: Verhältnismäßige Änderung gleich 0,014, also weniger als 2%.[1]) Dabei kommt das letzte Glied der Gleichung (35), das den Krümmungsradius enthält, gegenüber dem Werte $1 - \cos\varphi_0$ gar nicht mehr in Betracht. Die vereinfachende Annahme einer konstanten Widerstandzahl ist also zulässig.

10. Steigzeit und Barographenkurve.

Im siebenten Abschnitt ergab die Beziehung zwischen Steigwinkel und Höhe, die durch die Hodographengleichung (18) dargestellt wird, eine Formel für die Flugbahn. Sie gestattet ferner, die vom Barographen aufgezeichnete Kurve mathematisch auszudrücken. Man kann nämlich jetzt das Integral der Steigzeit, das in Gleichung (5a) angesetzt war, auswerten. Drückt man $\sin\varphi$ nach (18) durch v aus, so folgt:

$$t - t_0 = \frac{1}{0{,}000053 \cdot K}\int_{v_0}^{v} \frac{dv}{v_g^2 - v^2}$$

$$= \frac{1}{\lambda \cdot K \cdot v_g} \cdot \log\left\{\frac{v_g + v}{v_g + v_0} \cdot \frac{v_g - v_0}{v_g - v}\right\} \quad \ldots \quad (36)$$

also wegen der Gleichung (2) als Formel der Barographenkurve:

$$t - t_0 = \frac{1}{0{,}000046 \cdot K \cdot v_g}$$

$$\cdot \log\left\{\frac{10^{0{,}000023\,(z_g - z)} + 1}{10^{0{,}000023\,(z_g - z_0)} + 1} \cdot \frac{10^{0{,}000023\,(z_g - z_0)} - 1}{10^{0{,}000023\,(z_g - z)} - 1}\right\} \quad (37)$$

Für die Gipfelhöhe gilt in der Tat: $t_g = \infty$. Wir haben die Werte von t für verschiedene Höhen in Tabelle 2 eingetragen und bildlich als gestrichelte Kurve in Fig. 3 dargestellt. Dabei sind für K und v_g die Werte unseres Beispiels eingesetzt. Da die Geschwindigkeit mit der Höhe wächst, so nimmt bei dieser Kurve die Krümmung weniger stark ab als bei der Flugbahn.

11. Anwendung auf die Bestimmung der Gipfelhöhe.

Aus dieser Formel (37) von Alayrac können wir eine wichtige Folgerung ziehen. Wir berechnen zunächst die Steiggeschwindigkeit mittels Gleichung (18) und (2):

$$\frac{dz}{dt} = v \cdot \sin\varphi = \frac{K \cdot v_g}{10^{0{,}000023\,(z_g - z)}}\left(10^{0{,}000046\,(z_g - z)} - 1\right)$$

$$= 2\,K \cdot v_g \cdot \mathfrak{Sin}\,[0{,}000053 \cdot (z_g - z)] \quad \ldots \quad (38)$$

Auch diese Werte sind in Tabelle 2 aufgeführt und in Fig. 4 zu einer gestrichelten, nahezu geradlinigen Kurve vereinigt.

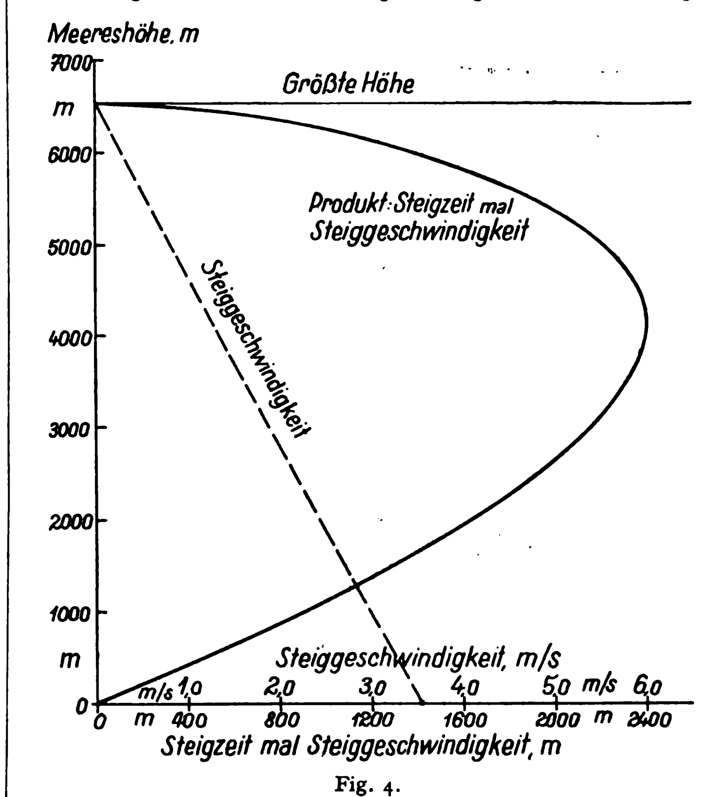


Fig. 4.
Steiggeschwindigkeit in Abhängigkeit von der Höhe (gestichelte Kurve) und Produkt der Steigzeit in die Steiggeschwindigkeit (ausgezogene Kurve) für die Gipfelhöhe 6540 m, die Triebzahl 1/6 und die Anfangsgeschwindigkeit 21,2 m/s.

Wir erkennen aus den Gleichungen (37) und (38), daß eine gute Steigfähigkeit verbunden ist mit großer Bahngeschwindigkeit, aber mit einer schlechten Triebzahl, also mit geringer Gipfelhöhe. Wir sehen ferner, daß die Größen v_g und K, die für jedes Flugzeug und für jeden Aufstieg verschiedene Werte haben, nur als Produkt vorkommen, und zwar bei der Steigzeit (37) im Zähler, bei der Steiggeschwindigkeit (38) im Nenner. Multiplizieren wir daher die beiden Größen und

[1]) Alayrac findet mit etwas anderen Zahlenwerten 0,2%, wohl infolge eines Druckfehlers, statt 2%.

setzen der Einfachheit halber $t_0 = 0$, so ergibt sich die Beziehung:

$$t \cdot \frac{dz}{dt} = \frac{1}{0{,}000023} \cdot \mathfrak{Sin}\,[0{,}000053\,(z_g - z)]$$

$$\cdot \log \left\{ \frac{10^{0{,}000023\,(z_g - z)} + 1}{10^{0{,}000023\,(z_g - z_0)} + 1} \cdot \frac{10^{0{,}000023\,(z_g - z_0)} - 1}{10^{0{,}000023\,(z_g - z)} - 1} \right\} \quad (39)$$

Diese Größen sind ebenfalls in Tabelle 2 ausgerechnet und zwar in Sechzigstelmetern, wenn die Steigzeit in Minuten ausgedrückt wird, also $^1/_{60}$ des Wertes von Gleichung (37) hat, und ferner in Metern, falls t in Sekunden angegeben ist. Fig. 4 enthält die Beziehung (39) als ausgezogene Kurve, von der sich zeigen läßt, daß sie die Horizontale in der Gipfelhöhe zur Tangente haben muß.

Nach (39) ist das Produkt $t \cdot dz/dt$ nur von den Differenzen $z_g - z_0$ und $z_g - z$ abhängig. Die Gleichung stellt also eine Beziehung zwischen der erreichbaren Höhe, der augenblicklichen Höhe, der Steigzeit bis zu ihr und der augenblicklichen Steiggeschwindigkeit dar. Man kann daher aus zwei Punkten einer Barographenkurve, wenn man ihren Zeit- und Höhenabstand sowie die Tangentenrichtung in dem oberen kennt, die Gipfelhöhe für den betreffenden Flug bestimmen, immer unter der Voraussetzung, daß der Aufstieg mit konstantem Staudruck erfolgt. Der untere Punkt wird als Ausgang (x_0, z_0) gewählt. Die Richtung der Tangente ermittelt man am genauesten aus der Richtung des Krümmungsradius, indem man das betreffende Stück der Kurve durch Probieren mit einem passenden Kreisbogen zur Deckung bringt und den betrachteten Punkt mit dessen Mittelpunkt verbindet. Die Neigung der Tangente gegen die Zeitkreise des Barogrammpapieres gibt dann die Steiggeschwindigkeit. (Ist letztere nicht im oberen, sondern im unteren der beiden gegebenen Punkte bekannt, so muß man entweder den oberen als Ausgangspunkt annehmen, also negative Steigzeiten und Höhen zulassen, daher z. B. die ausgezogene Kurve (Fig. 4) nach unten links verlängern — oder in (38) z durch z_0 ersetzen und (39) sowie die Kurve entsprechend ändern.)

Zur praktischen Anwendung des Verfahrens haben wir eine Schar solcher Kurven für verschiedene Gipfelhöhen $z_g - z_0$ entworfen, die sämtlich durch den gleichen Anfangspunkt (x_0, z_0) gehen. Man kann jedoch, wenn man alle Höhenangaben auf den Gipfel und alle Steigzeiten auf die Ausgangshöhe 6500 m unter diesem Gipfel bezieht, durch Probieren auch mittels der einen Kurve (39) in Fig. 4 aus zweien der drei Größen $t - t_0$, dz/dt und $z_g - z_0$ die dritte finden.

12. Weitere Folgerungen.

a) Aus Gleichung (14) konnte man bereits den Schluß ziehen, daß die Maximalhöhe um so größer ist, je kleiner die Triebzahl und je größer das Verhältnis des Schraubenzuges im Stand zum Gesamtgewicht. Ist ferner L die nutzbare Motorleistung bei der Luftdichte γ_0 (nicht, wie Alayrac sagt, die »puissance indiquée«!) in mkg/s, so gilt nach (8):

$$L = Z \cdot v_0 = S \cdot v_0 - \sigma \cdot v_0^3 \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (40)$$

deshalb wegen der ersten Gleichung (12):

$$\frac{L}{v_0^3} + \sigma = f_w\,(\beta_m) \cdot \frac{v_m^2}{v_0^2} = f_w\,(\beta_m) \cdot \frac{\gamma_0}{\gamma_m} \quad . \quad . \quad (41)$$

Die Maximalhöhe ist also bei gleichbleibender Leistung um so größer, je kleiner die Abfluggeschwindigkeit ist. (Alayrac folgert dagegen, daß die Maximalhöhe für die Geschwindigkeit

$$v_0 = \sqrt[3]{\frac{L}{2\,\sigma}} \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (42)$$

einen Bestwert habe; offenbar hat er die linke Seite einer Gleichung, die aus (41) nach Multiplikation mit v_0^2 entsteht, richtig nach v_0 differentiiert, auf der rechten aber v_0^2 als konstant betrachtet. In Wirklichkeit ergibt die Ableitung von (41) ebenso wie die Gleichung selbst ein Maximum der Steighöhe für den unmöglichen Wert $v_0 = 0$; nach Gleichung (16) ist aber der Abfluggeschwindigkeit durch das Verhältnis des Gewichtes zur Auftriebzahl eine untere Grenze gesetzt.)

b) Weiter zeigt (38), daß von zwei Flugzeugen mit gleicher Triebzahl und gleicher Geschwindigkeit in irgendeiner Höhe dasjenige mit der größeren Gipfelhöhe, also dem größeren Verhältnis S/G, die bessere Steigzeit besitzt. Dagegen wird bei gleicher Gipfelhöhe das Flugzeug mit der schlechteren Triebzahl schneller steigen, dafür aber nach (13) einer größeren Schraubenkraft für jedes Kilogramm des Fluggewichtes bedürfen.

c) Zum Schluß werde untersucht, welchen Einfluß eine Vergrößerung der tragenden Fläche F ohne weitere Änderung der Triebanlage oder der Flügelform auf die Gipfelhöhe hat. Zu dem Zweck zerlege man das Fluggewicht G in das Rumpfgewicht G_r und das Flügelgewicht $q \cdot F$, wobei q das Einheitsflügelgewicht (kg/m²) bedeutet. Ferner drücke man Auftrieb- und Widerstandzahl nach (10) durch ihre Bestandteile aus und vernachlässige die Aufkomponente des Schraubenzuges; dann kann man Gleichung (13) schreiben:

$$\frac{\gamma_0}{\gamma_g} = \frac{S}{G_r + q \cdot F} \, \frac{\zeta_a \cdot F}{\zeta_w \cdot F + \psi \cdot f + \psi_s \cdot f_s} \quad . \quad . \quad (43)$$

und die Gipfelhöhe wird am größten für:

$$F^2 = \frac{G_r\,(\psi \cdot f + \psi_s \cdot f_s)}{q \cdot \zeta_w} \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (44)$$

wie man durch Differentiieren findet. Ein Flugzeug, dessen Flügelfläche F zu dem Rumpfgewicht, dem schädlichen und dem Schraubenwiderstand, sowie dem Einheitsflügelgewicht und dem Widerstandbeiwert zu F in der Beziehung (44) steht, vermag unter sonst gleichen Bedingungen die größte Höhe zu erreichen.

d) Ebenso ist die Steiggeschwindigkeit von der Flügelgröße abhängig, weil sie nach Gleichung (38) den Faktor $K \cdot v_g$ enthält, den man wegen (13), (16) und (43) schreiben kann:

$$K \cdot v_g = K \cdot v_0 \cdot \sqrt{\frac{\gamma_0}{\gamma_g}} = \frac{\sqrt{f_w\,(\beta_g) \cdot S}}{f_a\,(\beta_g)}$$

$$= \sqrt{\frac{S \cdot g}{\zeta_a^2 \cdot \gamma_0} \left(\frac{\zeta_w}{F} + \frac{\psi \cdot f + \psi_s \cdot f_s}{F^2} \right)} \quad . \quad . \quad . \quad (45)$$

Der Ausdruck, daher auch die Steiggeschwindigkeit selbst, wird um so größer, je kleiner die Flügelfläche ist. Dieser Umstand im Zusammenhang mit der Gleichung (44) gibt beim Entwurf von Flugzeugen einige Anhaltspunkte für die Größe der tragenden Flächen.

13. Zusammenfassung.

1. Der Aufstieg von Flugzeugen wird unter der Annahme konstanten Staudruckes untersucht, im Anschluß an eine Arbeit von Alayrac.

2. Für die Abnahme der Luftdichte mit zunehmender Höhe wird eine Formel aufgestellt.

3. Das Verhalten der Luftschraube in der Fahrt wird durch Einführung des »Schraubenwiderstandes« anschaulich gemacht.

4. Für die Gipfelhöhe der Flugbahn und für die Geschwindigkeit beim Abfluge ergeben sich einfache Ausdrücke; dabei erweist sich der Begriff der »Triebzahl« als vorteilhaft.

5. Der Hodograph der Steigbewegung wird mit Hilfe einer vereinfachenden Annahme, die sich nachträglich rechtfertigen läßt, aus den Bewegungsgleichungen abgeleitet und untersucht.

6. Die Bahnkurve des Flugzeuges wird durch eine Gleichung dargestellt, untersucht und bildlich wiedergegeben, ebenso die Barographenkurve.

7. Steigzeit und Steiggeschwindigkeit werden abgeleitet; ihr Produkt hat eine Form, die es gestattet, aus zwei Punkten einer vorgelegten Barographenkurve die Gipfelhöhe des betreffenden Fluges zu ermitteln.

8. Der Zusammenhang zwischen Leistung, Anfangsgeschwindigkeit, Triebzahl und Flügelfläche einerseits, größter Höhe und Steiggeschwindigkeit anderseits wird untersucht.

Schriftleitung: Ansbert Vorreiter, Ingenieur, Berlin-Steglitz. — Druck von R. Oldenbourg in München.

Zeitschrift
für
Flugtechnik und Motorluftschiffahrt

Organ der Wissenschaftlichen Gesellschaft für Luftfahrt

HERAUSGEBER UND SCHRIFTLEITER:

Ingenieur ANSBERT VORREITER
öffentlich angestellter, beeidigter Sachverständiger für Luftfahrzeuge der Handelskammer Berlin und der Handelskammer Potsdam, Sitz Berlin
BERLIN-STEGLITZ, Sedanstraße 40/II.

LEITER DES WISSENSCHAFTLICHEN TEILS:

Dr. L. PRANDTL
Professor an der Universität Göttingen

und

Dr.-Ing. F. BENDEMANN
Professor, Direktor der Versuchsanstalt für Luftfahrt, Berlin-Adlershof

VERLAG VON R. OLDENBOURG IN MÜNCHEN UND BERLIN

Jahrgang VII. | 28. Oktober 1916. | Heft 19 u. 20.

By

Zeitschrift für Flugtechnik und Motorluftschiffahrt

Organ der Wissenschaftlichen Gesellschaft für Luftfahrt

HERAUSGEBER UND SCHRIFTLEITER: Ingenieur **ANSBERT VORREITER**
öffentlich angestellter, beeidigter Sachverständiger für Luftfahrzeuge der Handelskammer Berlin und der Handelskammer Potsdam, Sitz Berlin
BERLIN-STEGLITZ, Sedanstraße 40/II.

LEITER DES WISSENSCHAFTLICHEN TEILS: Dr. **L. PRANDTL** und Dr.-Ing. **F. BENDEMANN**
Professor an der Universität Göttingen — Professor, Direktor der Versuchsanstalt für Luftfahrt, Berlin-Adlershof

VERLAG VON R. OLDENBOURG IN MÜNCHEN UND BERLIN

Jahrgang VII. **28. Oktober 1916.** **Heft 19 und 20.**

Die Zeitschrift erscheint am mittleren und letzten Sonnabend des Monats und kostet bei Bezug durch den Buchhandel, die Postämter oder die Verlagsanstalt innerhalb Deutschland und Österreich-Ungarn pro anno M. 12.—, pro Semester M. 6.—, im Ausland M. 15.— bei direktem Bezug durch den Verlag.
ANZEIGEN werden von der Verlagsbuchhandlung zum Preise von 15 Pf. für jeden mm Höhe bei 45 mm Spaltenbreite angenommen. Bei 6-, 9-, 12-, 18- und 24 maliger Wiederholung wird ein steigender Rabatt gewährt — BEILAGEN, von denen zuvor ein Probe-Exemplar einzusenden ist, werden nach Vereinbarung beigefügt.
STELLENGESUCHE werden für Mitglieder der Wissenschaftlichen Gesellschaft für Flugtechnik mit 15 Pfg. für die Zeile berechnet.
Alle Zuschriften, welche die **Expedition** oder den Anzeigenteil des Blattes betreffen, sind zu adressieren: Verlagsbuchhandlung R. Oldenbourg, München.
Zuschriften für die **Schriftleitung**: Ing. Ansbert Vorreiter, Berlin-Steglitz, Sedanstr. 40/II. Fernsprechamt Steglitz 1779, Telegr.-Adresse: »Vorreiter Berlin-Steglitz«.

INHALT:

Die Druckverteilung über Tragflächen nach englischen Messungen.

Von Dipl.-Ing. **Max Munk**, Göttingen.

Die englische Versuchsanstalt für Luftfahrt in Teddington veröffentlichte vor dem Kriege etliche wertvolle Ergebnisse von Messungen, welche Aufschluß über die Verteilung des Druckes über Tragflächen geben sollen.

Die ersten derartigen Ergebnisse enthält schon das Jahrbuch für 1911—12[1]), Bericht Nr. 60. Bei diesen Messungen handelt es sich um die Bestimmung der Druckverteilung über den mittleren Querschnitt allein; die Frage der Verteilung des Druckes über die Längsausdehnung des Flügels ist offen gelassen. Für die Messung stand damals nur erst der kleinere Windkanal mit einem quadratischen Querschnitt von rd. 0,61 m Seitenlänge zur Verfügung. Die Untersuchung erstreckt sich auf drei prismatische, rechteckige Tragflächen, einer ebenen Platte von rd. $^1/_2$ mm Wandstärke, einer Tragfläche mit dem Profil »De Havilland« und einer Kombination von beiden; nämlich einer Tragfläche, deren Druckseite eben ist und deren Saugseite mit der Fläche De Havilland übereinstimmt. Entsprechend dem kleinen Kanalquerschnitt betragen die Seitenlängen des rechteckigen Umrisses bei der ebenen Platte 302 mm und 64 mm, bei den beiden anderen Modellen 320 mm und 64 mm. Die Windgeschwindigkeit betrug rd. 5 m/sk. Wie allgemein bei einer derartigen Bestimmung einer Druckverteilung fanden die Messungen in der Weise statt, daß das Modell mit einer Reihe von feinen Anbohrungen versehen wird, von denen der Reihe nach je eine mit einem geeigneten Manometer in Verbindung gebracht wird. Auf den zweiten Anschluß des Manometers wirkt der statische Druck des Luftstromes, so daß man die Differenz zwischen dem statischen Druck und dem Druck an der untersuchten Stelle des Modells abliest.

Im Anschluß an den Originalbericht sind die Ergebnisse beistehend in der Weise zeichnerisch dargestellt, daß der doppelte Staudruck $v^2\gamma/g$ (wo v die Geschwindigkeit, γ das spez. Gewicht der Luft, g die Erdbeschleunigung) als Einheit gewählt wird, und der ermittelte Druck als Vielfaches des doppelten Staudruckes angegeben wird. In Fig. 1, 2 und 3 ist dann jedesmal die Druckverteilung bei dem angegebenen Anstellwinkel in der Weise aufgetragen, daß nach rechts die Entfernung des untersuchten Punktes von der Anblaskante (auf der Sehne gemessen) und nach oben der gemessene Druck aufgetragen ist. Das in Fig. 1 dargestellte Ergebnis bildet eine Ergänzung zu der Messung von Eiffel[2]), welche sich in dem für die Flugtechnik in Betracht kommenden Bereich auf die Anstellwinkel 5°, 10° und 20° beschränkt. Allerdings bestimmt Eiffel die Verteilung über die ganze Tragfläche und nicht nur über den mittleren Querschnitt. Fig. 2 zeigt auf dieselbe Weise das Ergebnis mit dem »De Havilland«-Profil,

[1]) Technical report of the Advisory Committee for Aeronautics, for the year 1911—12. London 1912.

[2]) La résistance de l'air. Paris 1910.

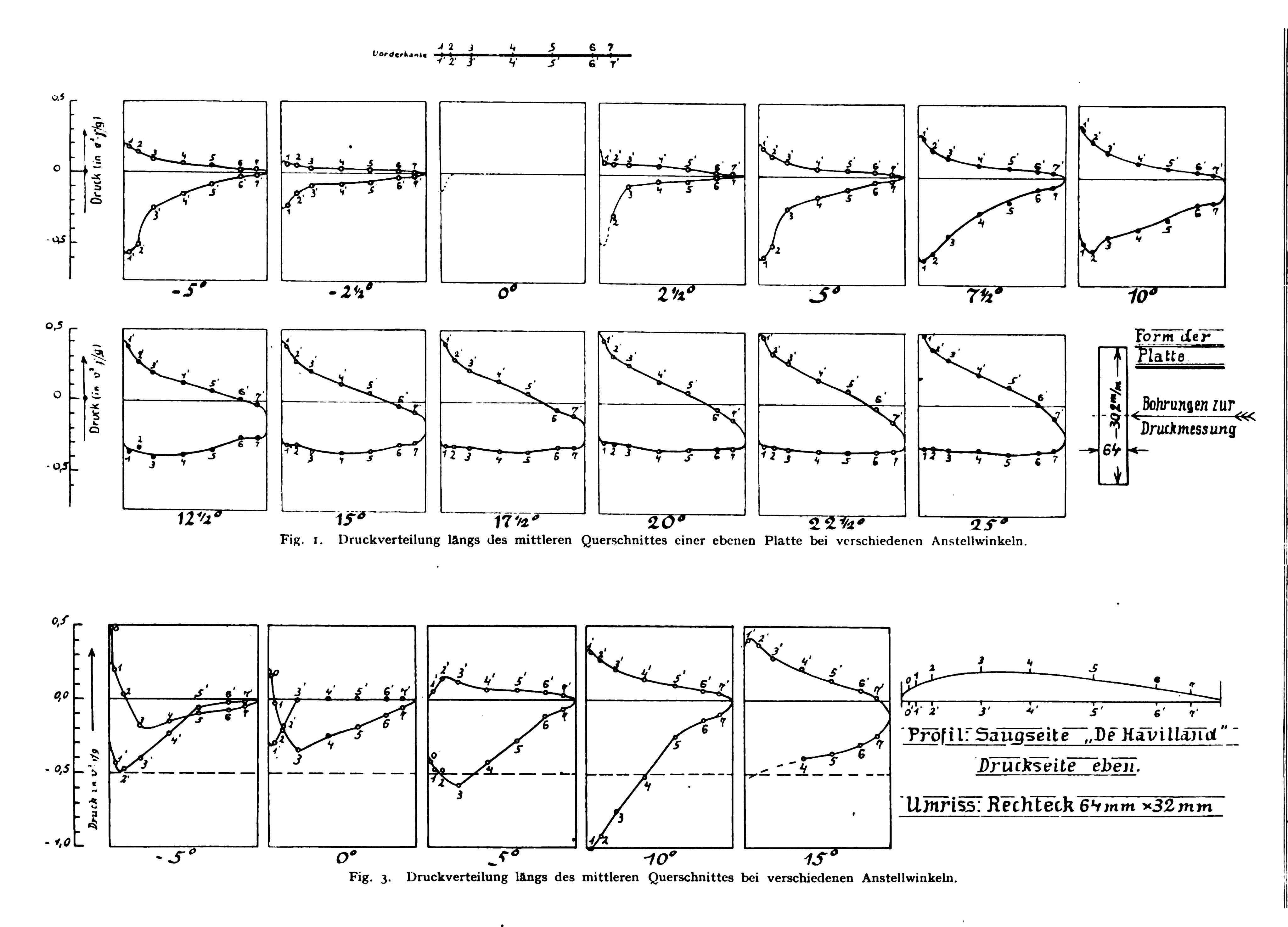


Fig. 1. Druckverteilung längs des mittleren Querschnittes einer ebenen Platte bei verschiedenen Anstellwinkeln.

Fig. 3. Druckverteilung längs des mittleren Querschnittes bei verschiedenen Anstellwinkeln.

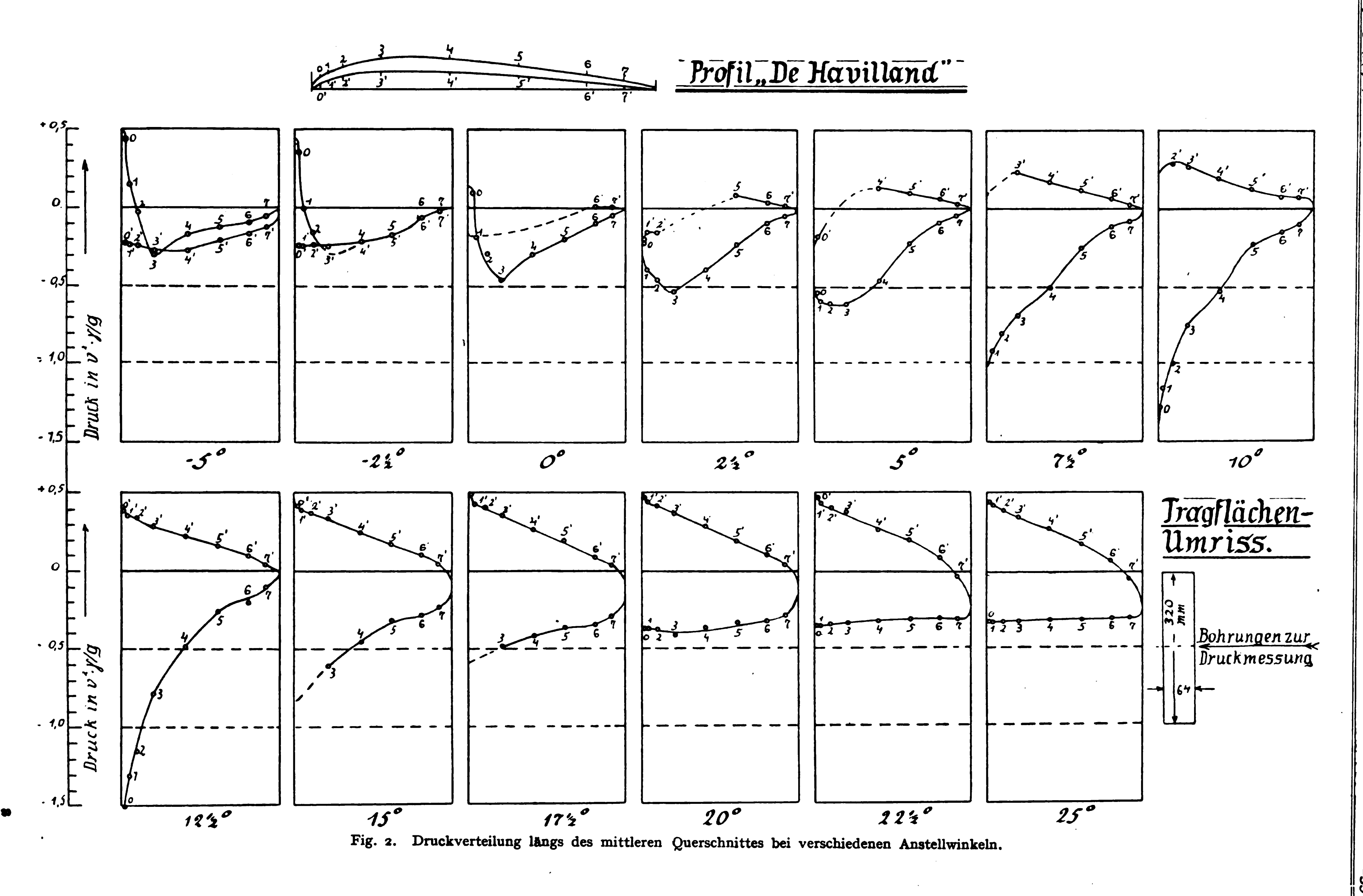


Fig. 2. Druckverteilung längs des mittleren Querschnittes bei verschiedenen Anstellwinkeln.

wie Fig. 1 mit der ebenen Platte. Von dem Modell mit kombiniertem Profil endlich sind die ermittelten Druckkurven nur für eine kleinere Zahl von Anstellwinkeln angegeben, während im Originalbericht auch für diese Messung das Ergebnis für dieselben 13 Anstellwinkel wie bei Fig. 1 und 2 mitgeteilt wird. Die angegebenen Kurven genügen, einen vom englischen Berichterstatter vertretenen Satz nachzuprüfen.

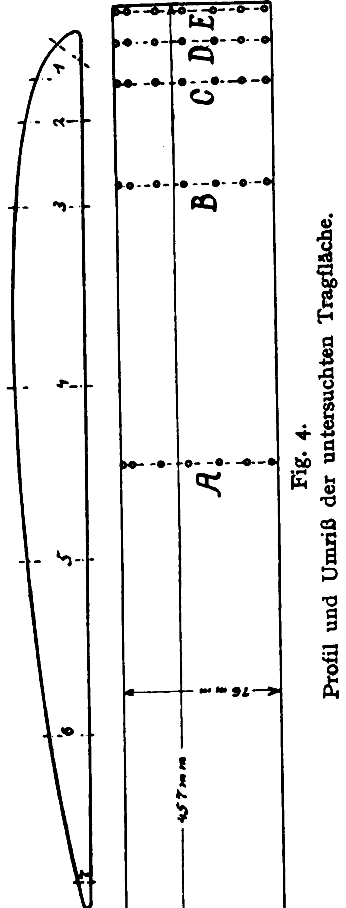


Fig. 4.
Profil und Umriß der untersuchten Tragfläche.

Dieser zieht nämlich aus den Ergebnissen seiner Messung die Folgerung, daß die Druckverteilung von Saugseite und Druckseite sich kaum beeinflussen. Wichtiger erscheint das Ergebnis — das indes auch durch reine Kräftemessung gewonnen werden kann —, daß für die flugtechnische Wirkung einer Tragfläche die Saugseite von wesentlich größerer Bedeutung ist als die Druckseite.

In ihrem Jahrbuch für 1912—13 (erschienen 1914) veröffentlicht dieselbe Versuchsanstalt ferner im Bericht 73 eine Druckverteilungsmessung, die sich nunmehr über die ganze Tragfläche erstreckt. Die Messung fand bereits im größeren Windkanal, mit einem quadratischen Querschnitt von rd. 1,22 m statt, die Windgeschwindigkeit betrug 9,15 m/sk. Fig. 4 zeigt das Profil und den Umriß der untersuchten Tragfläche und läßt die Anordnung der Bohrungen für die Druckmessung erkennen. In Fig 5. ist die Druckverteilung genau wie oben beschrieben aufgetragen; im Gegensatz dazu und zum Originalbericht sind jedoch der Platzersparnis halber alle Kurven, die zu einem untersuchten Querschnitt gehören, übereinander gezeichnet. Um die Übersichtlichkeit zu erhöhen, ist derjenige Teil der Druckkurve, der zur Druckseite gehört, gestrichelt gezeichnet. Ferner ist bei jeder Kurve der zugehörige Anstellwinkel besonders angegeben.

Man kann aus der Druckverteilung durch entsprechende Integration über die einzelnen Querschnitte die Größe von Auftrieb und Widerstand für jeden Querschnitt finden und durch eine zweite Integration den Gesamtauftrieb und Widerstand ermitteln. Beides ist bereits von den englischen Berichterstattern ausgeführt worden Fig. 6 zeigt die Verteilung von Auftrieb und Wiederstand über die Längserstreckung der Tragfläche bei den gemessenen Anstellwinkeln. In Fig. 7 schließlich sind die sich aus der Druckmessung ergebenden Werte von Auftrieb und Widerstand (auf die Einheit der Fläche und deu doppelten Staudruck reduziert) abhängig vom Anstellwinkel aufgetragen. Ferner zwei Kurven, die dieselben Größen darstellen, aber nun durch direkte Messung der Luftkräfte ermittelt. Während die Werte des Auftriebes

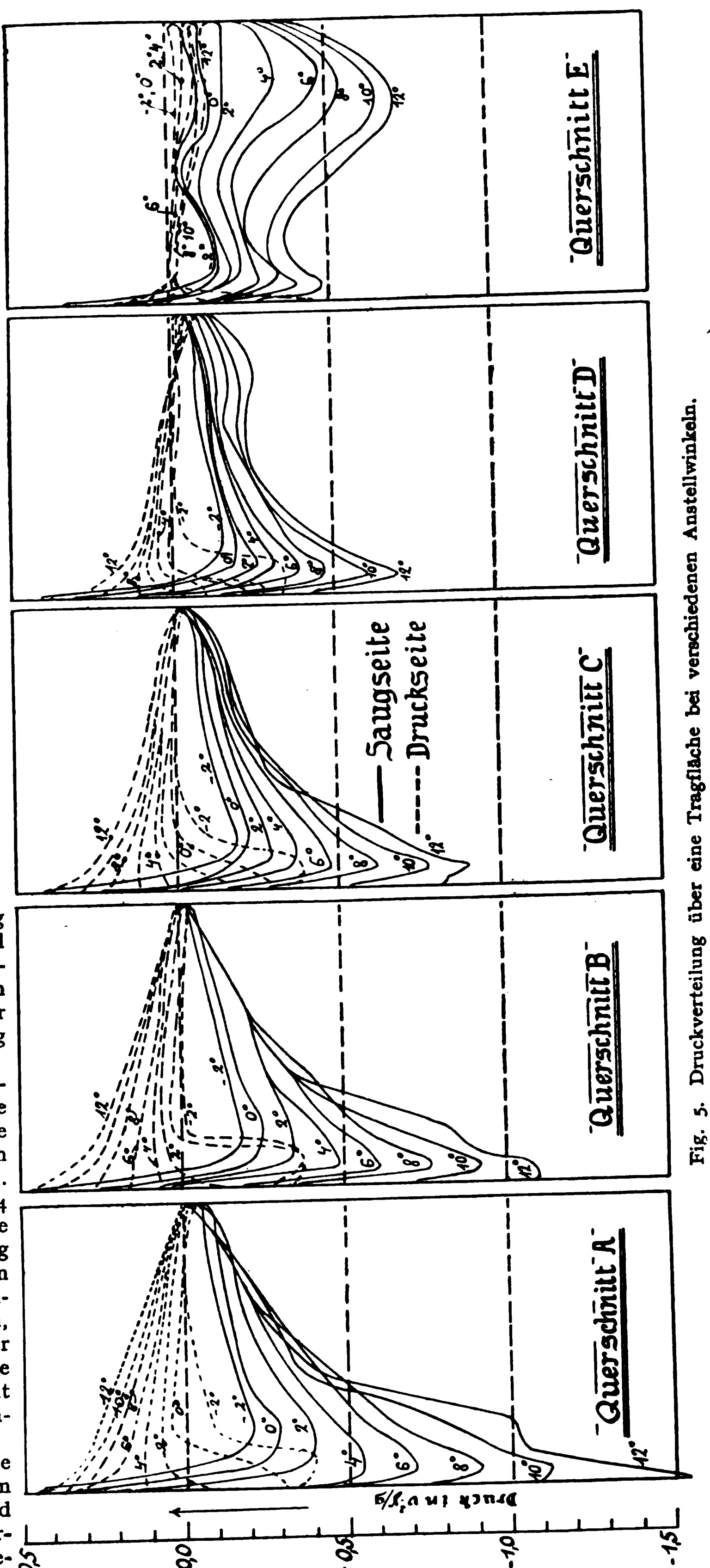


Fig. 5. Druckverteilung über eine Tragfläche bei verschiedenen Anstellwinkeln.

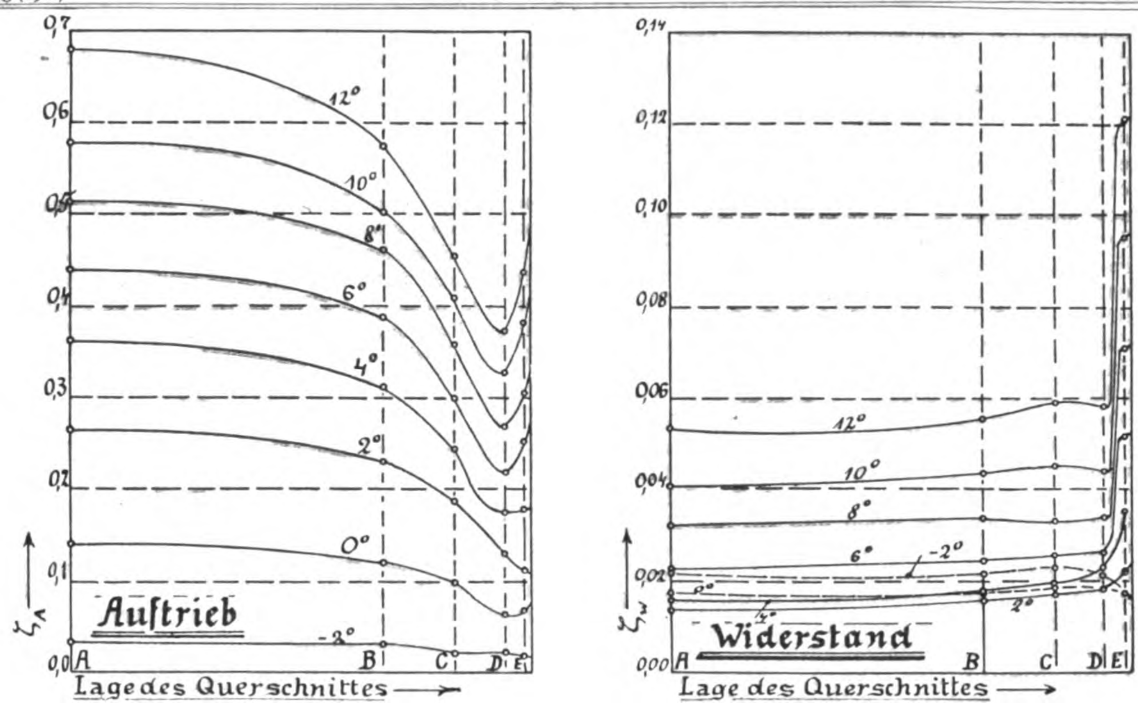


Fig. 6. Verteilung der Luftkräfte über die Ersparrung der Tragfläche.

gut miteinander übereinstimmen, ergibt sich der direkt gemessene Widerstand fast durchgehend größer, als der durch Druckmessung gefundene. Dies ist erklärlich, da die Druckmessung den Anteil des Widerstandes, der durch reine Oberflächenreibung entsteht, nicht mit erkennen läßt.

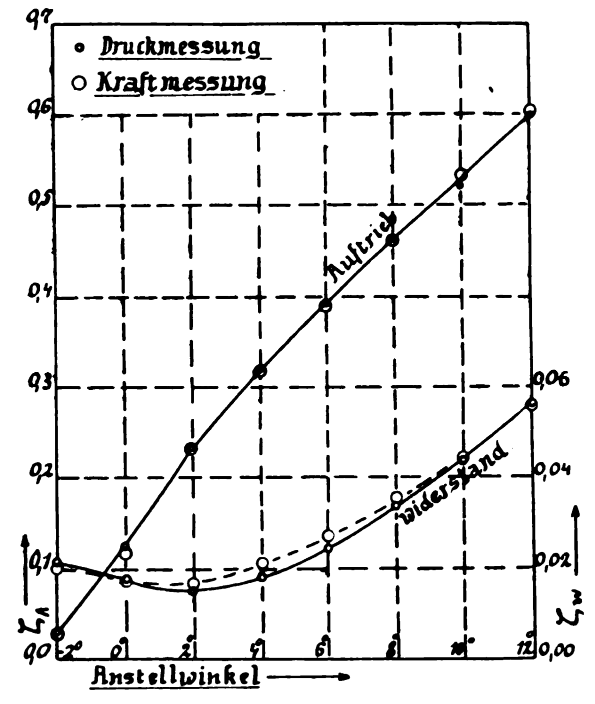


Fig. 7. Vergleich zwischen Druck- und Kraftmessung.

Die Bedeutung der Kenntnis der Druckverteilung von Tragflächen für Festigkeitsrechnungen von Flügeln liegt auf der Hand. Hierfür kann man zusammenfassend annehmen, daß der Druck in der Flugrichtung von hinten nach vorn etwa von Null zu einem Größtwert geradlinig zunimmt, also die Druckkurve als Dreieck angenommen werden kann. Quer zur Flugrichtung ist die Verteilung, von den äußersten Enden abgesehen, ungefähr elliptisch. Aber auch für die Gesamtkonstruktion bietet die Kenntnis der ungefähren Druckverteilung die Möglichkeit, den Einfluß von Änderungen des Flügelumrisses oder der gegenseitigen Lage von 2 Flügeln auf die Flugeigenschaften des Flugzeuges rechnerisch zu erfassen.

Das räumliche Fachwerk der Doppeldecker und der Einfluß von Seildehnungen auf die Kräfte.

Von Dipl.-Ing. **Karl Balaban.**

Die jetzt allgemein gebräuchliche Art, die Kräfte bei Doppeldeckern aufzunehmen, besteht darin, daß man mit Hilfe der Tragflächenholme Fachwerke bildet, so daß die Holme dabei die Gurte, dazwischen liegende Stützen, gewöhnlich Rohre, die Vertikalen und schließlich Drähte oder Seile die Diagonalen bilden. Da Seile aber nur auf Zug beansprucht werden können, wird es nötig, gekreuzte Diagonalen einzuführen, weil ja in diesen der Kraftsinn sich umkehrt, je nachdem die Kräfte auf das Fachwerk von unten, also im Fluge der Normaldruck, oder von oben wirken, wie das letztere dann der Fall ist, wenn das Flugzeug auf dem Boden steht und das Fachwerk nur infolge des eigenen Gewichtes beansprucht wird. Die einfachste Art der Berechnung des räumlichen Fachwerkes ist folgende: Das gebräuchliche räumliche Fachwerk kann zerlegt werden in vier ebene Fachwerke; es bilden nämlich die Tragflächenholme eines einzigen Tragdecks samt der dazugehörigen Innenverspannung ein horizontal liegendes Fachwerk, das in erster Linie durch den Stirndruck beansprucht wird; der Vorderholm der oberen Tragfläche und derjenige der unteren Tragfläche samt den Stielen und Seilen ergeben ein in der Flugrichtung vorn liegendes, durch einen gewissen Teil des Auftriebes beanspruchtes Fachwerk und das gleiche gilt von der hinten liegenden Hinterholmebene. Da aber die Holme sowohl dem vertikalen als auch dem horizontalen Fachwerk angehören, ergeben sich in ihnen Stabspannungen, die einmal vom Auftrieb, das andere Mal vom Stirndruck herrühren; daher ist für die Dimensionierung die resultierende Spannung maßgebend. Wie sich später zeigen wird, ist infolgedessen der untere Vorderholm durch die Summe der Zugspannungen beansprucht, weil er sowohl im vertikalen vorderen, als auch im horizontalen Fachwerk Zuggurt ist. In den unteren Hinterholm kommt dagegen vom vertikalen Fachwerke Zug, vom Stirnwiderstand aber Druck hinein, so daß die Differenz aus Druck und Zug für die Gesamtbeanspruchung maßgebend ist. Gleiches gilt vom oberen Vorderholm, in welchem der Druck vom vorderen vertikalen Fachwerk durch den Zug des horizontalen Fachwerkes in der Tragfläche vermindert wird, während sich im oberen Hinterholm die Druckspannungen addieren.

Eine andere Art der Berechnung des räumlichen Fachwerkes ist das mit Hilfe des Stabvertauschungsverfah-

rens; die Zerlegung der Knotenpunktslasten kann immer nur in höchstens drei Komponenten erfolgen. Stoßen nun in einem Knoten beispielsweise vier Stäbe zusammen, so legt man die eine Diagonale, die, wie oben erwähnt wurde, immer auf Zug beansprucht sein muß, derart, daß sie Druckstab wird, d. h. die Diagonale geht vom nächsten Knoten aus und in dem fraglichen Knotenpunkt stoßen nur mehr drei Stäbe, deren Spannung unbekannt ist, zusammen. Kennt man die Stabkraft im Druckstab, so lassen sich nach Sätzen der Graphostatik auch die im entsprechenden Zugstab rechnen. Da aber die resultierenden Knotenpunktslasten unter irgendeinem Winkel angreifen, so müßte man mit drei Projektionen des Raumfachwerkes arbeiten, was sehr umständlich ist und könnte auch keine genaueren Werte der Axialkräfte erhalten, als nach dem folgenden angeführten Verfahren.

Für die Dimensionierung der Holme sind aber diese Axialkräfte allein nicht maßgebend und zwar aus folgenden Gründen: Der Auftrieb wirkt ja gleichmäßig verteilt über den ganzen Holm, beansprucht ihn daher zunächst auf Biegung. Läge der Holm nun auf den Stützen, also den Stielen, über jeder Öffnung unabhängig von dem Teil des nächsten Feldes, so wären die Biegungsmomente am größten in der Mitte und die Stützendrücke gleich groß, nämlich die Hälfte der Last auf diesem Felde. Nun sind aber die Holme über den Stützen aus einem Stück, d. h. sie bilden jeweils einen durchlaufenden Träger über soviel Öffnungen, als Stiele eingebaut sind. Mitunter ist dann noch ein auskragendes Trägerstück vorhanden, das auf die Lastverteilung im allgemeinen günstig einwirkt. Da die einzelnen Teile voneinander also nicht mehr unabhängig sein können, sondern sich gegenseitig beeinflussen, so ist es nötig, auch die Auflagerdrücke zu korrigieren, die ja später als Knotenpunktslasten in das Fachwerk zur Bestimmung der Axialkräfte eingeführt werden müssen.

Der Gang der Berechnung eines solchen Fachwerkes (Fig. 1) soll daher im folgenden auseinandergesetzt werden:

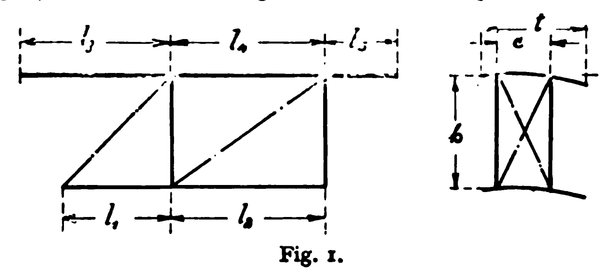


Fig. 1.

Ein Flugzeug habe eine Gesamttragfläche von F m² und das Gewicht der voll belasteten Maschine sei G kg, dann ist die Belastung der Flächeneinheit:

$$P = \frac{G}{F}\ \mathrm{kg/m^2}.$$

Die P kg können nun im Druckmittelpunkt D angreifend gedacht werden. Dieser Punkt liegt in der Regel zwischen den beiden Holmen, derart, daß die bzw. Abstände a und b sind, wenn die Holmentfernung c ist. Denkt man sich die Spiere als einen Träger über den beiden Holmen, also den Auflagerpunkten A und B, so verteilt sich P so, daß

$$A = P\frac{b}{c}\ \mathrm{kg}$$

und

$$B = P\frac{a}{c}\ \mathrm{kg}$$

ist (Fig. 2). Liegt daher D näher zum Vorderholm, so erhält

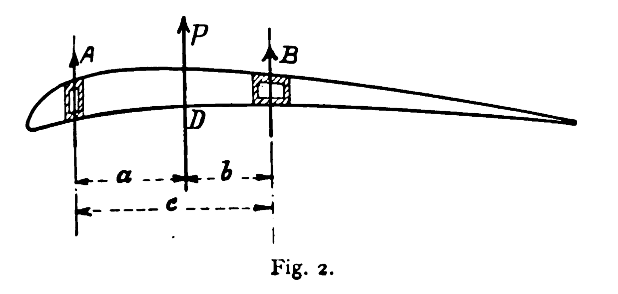


Fig. 2.

dieser mehr Druck als der Hinterholm und zwar $\frac{b}{c}$ Teile vom Gesamtdruck. Auf alle Fälle muß wieder

$$\frac{a}{c} + \frac{b}{c} = 1$$

sein. Für die Berechnung der Biegungsmomente braucht man nun die Holmbelastung für den laufenden Meter. Bezeichnet man mit t die Flächentiefe oder bei Flächen, die innen breiter sind und gegen außen hin abnehmen, die mittlere Flächentiefe, so ist die Belastung der ganzen Tragflächentiefe mit 1 m Breite : $P \cdot t$ kg und daher hat der Vorderholm eine Belastung von

$$q_v = Pt\frac{b}{c}$$

und entsprechend der Hinterholm

$$q_h = Pt\frac{a}{c}$$

aufzunehmen.

Mit diesen Belastungen pro laufenden Meter können bereits die Biegungsmomente der einzelnen Felder gerechnet werden; bei frei aufliegenden Trägern ist ja das größte Moment gegeben durch

$$M = ql \cdot \frac{l}{8}$$

wenn l die Spannweite des betreffenden Feldes ist. Für das Unterdeck der Fig. 1 ergeben sich also die größten Biegungsmomente der beiden Felder mit den Spannweiten l_1 bzw. l_2 in deren Mitte zu

$$M_I = q\frac{l_1^2}{8}$$

und

$$M_{II} = q\frac{l_2^2}{8};$$

dabei ist für $q \ldots q_v$ oder q_h zu setzen, je nachdem man die Momente für den Vorderholm oder den Hinterholm aufstellen will. Der Momentenverlauf ist eine **Parabel**, deren Scheitel um M_I unter der Mitte der Spannweite liegt. Nach Wahl eines Momentenmaßstabes kann man daher auch den Momentenverlauf aufzeichnen (Fläche 1, M_I, 2 bzw. 2, M_{II} 3) (Fig. 3). Es wäre also das Moment über den drei Stützen Null und in der Mitte der Felder immer am größten. Nun beeinflussen sich aber die benachbarten Felder, wodurch die Schlußlinie der Momentfläche nicht mehr 13 ist, sondern sich anders ergibt. Es entsteht nämlich über der Stütze 2 ein Moment, das sog. Stützenmoment M_2, das negativ ist, wodurch dann der Momentenverlauf so aussieht, wie Fig. 3b zeigt. Die Berechnung dieses Stützenmomentes erfolgt mit Hilfe der Clapeyronschen Gleichung, welche lautet:

$$M_1 l_1 + 2 M_2 (l_1 + l_2) + M_3 l_2 = -\frac{1}{4}(q_1 l_1^3 + q_2 l_2^3) \qquad (1)$$

Im gezeichneten Falle ist wegen der freien Auflagerung der Trägerenden (die Aufhängung am Rumpf oder an der Pyramide ist vollständig gelenkig gedacht)

$$M_1 = 0$$

und

$$M_3 = 0,$$

so daß sich die Gleichung vereinfacht auf

$$2 M_2 (l_1 + l_2) = -\frac{1}{4}(q_1 l_1^3 + q_2 l_2^3) \quad . \quad . \quad (1a)$$

Wenn außer den beiden Feldern noch ein Ausleger vorhanden ist, wie das in der Regel beim Oberdeck der Fall ist, so ergibt sich das Moment über der dritten Stütze infolge des auskragenden Teiles zu

$$M_3 = -ql\frac{l}{2}$$

und die Clapeyronsche Gleichung lautet dann für das obere Tragdeck der Fig. 1 folgendermaßen

$$M_1 l_3 + 2 M_2 (l_3 + l_4) + M_3 l_4 = -\frac{1}{4}(q_3 l_3^3 + q_4 l_4^3)$$

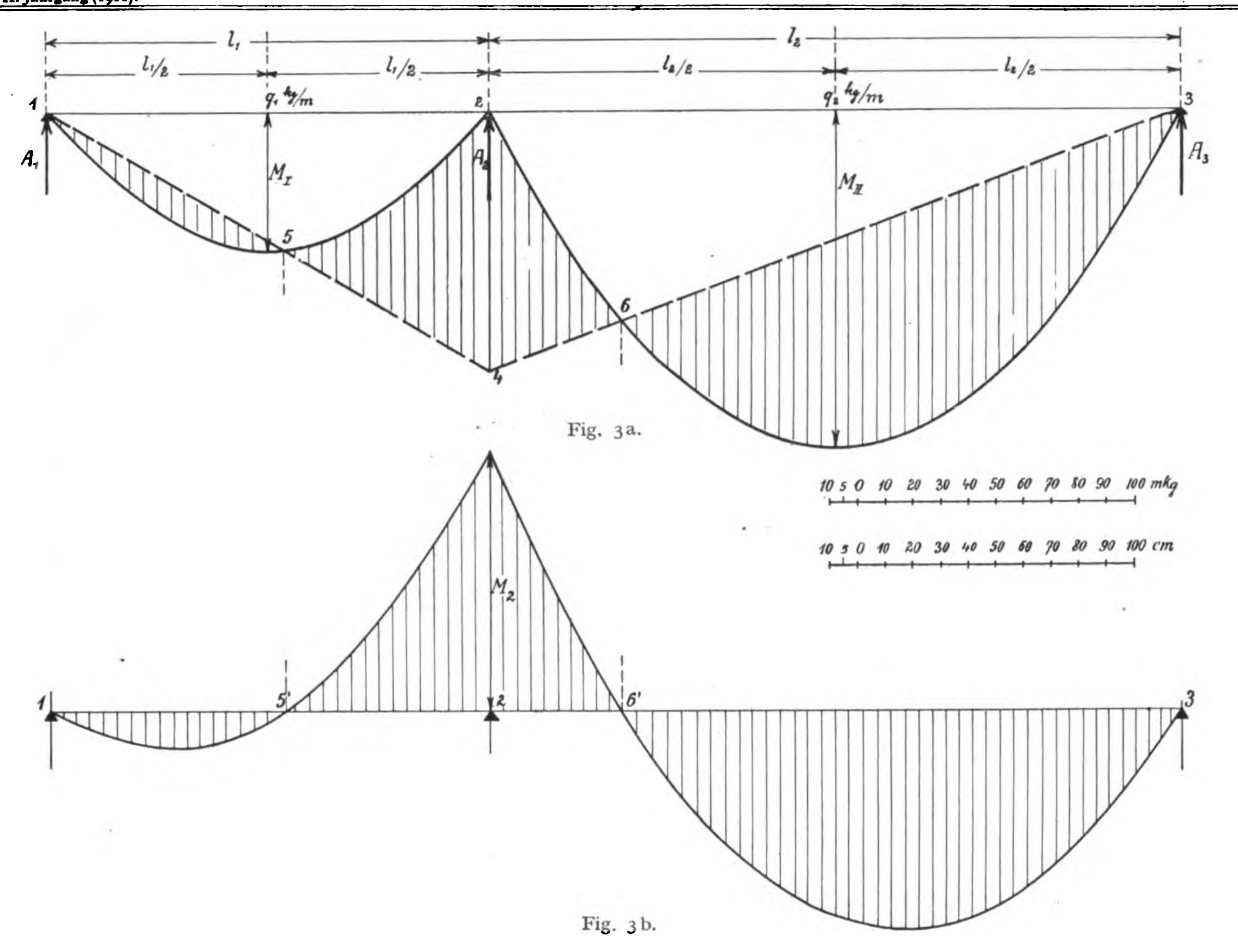


Fig. 3a.

Fig. 3b.

und nach Einsetzen für M_1 (wegen der freien Auflagerung Null!) und M_3:

$$2 M_2 (l_3 + l_4) - q \frac{l_5^2}{2} l_4 = -\frac{1}{4}(q_3 l_3^3 + q_4 l_4^3)$$

Damit ist also das Moment über der mittleren Stütze vollständig berechnet und es können nunmehr daraus auch die Stützendrücke A_1 bis A_3 ermittelt werden. Dafür ergibt die Festigkeitslehre folgende Ausdrücke:

$$A_2 = \frac{q_1 l_1 + q_2 l_2}{2} - M_2\left(\frac{1}{l_1} + \frac{1}{l_2}\right) + \frac{M_3}{l_2} + \frac{M_1}{l_1},$$

denn dieser Auflagerdruck setzt sich jeweils zusammen aus der Hälfte der laufenden Last der über dem Knoten zusammenstoßenden Felder und dem von den Stützenmomenten herrührenden Auflagerdruck. Daher ist der Druck der Stütze *l* gegeben durch

$$A_1 = \frac{q_1 l_1}{2} + \frac{M_2}{l_1} \quad . \; . \; . \; . \; . \; . \; . \quad (4)$$

und

$$A_3 = \frac{q_2 l_2}{2} + \frac{M_2}{l_2} \quad . \; . \; . \; . \; . \; . \; . \quad (5)$$

Nachdem Gleichgewicht herrschen muß, ist es notwendig, daß die Summe aller Vertikalkräfte, die Summe aller Horizontalkräfte und endlich die Summe aller Momente gleich Null ist, d. h., nachdem es ja in unserem Beispiele keine Horizontalkräfte gibt, muß (3), (4), (5) addiert Null geben:

$$\Sigma A = \frac{q_2 l_2}{2} + \frac{q_1 l_1}{2} - \frac{M_2}{l_2} - \frac{M_2}{l_1} + \frac{q_1 l_1}{2} + \frac{M_2}{l_1} + \frac{q_2 l_2}{2} + \frac{M_2}{l_2}$$

$$\Sigma A = q_1 l_1 + q_2 l_2,$$

also die aufwärts gerichteten Stützendrücke wirklich so groß wie die abwärts wirkenden Lasten, daher die Summe aller Kräfte Null.

Hat man die Auflagerdrücke auf diese Art gerechnet, so kann man damit sofort die Stabspannungen ermitteln, indem man beispielsweise einen Cremonaplan zu dem zu untersuchenden Fachwerk zeichnet.

In Fig. 1 ist ein Doppeldecker ohne Staffelung angenommen; wären aber die beiden Tragflächen gestaffelt, dann müßte erst eine Zerlegung der Knotenpunktslast in die Richtung der Spiere bzw. des Stieles vorgenommen werden. Sonst ändert sich an dem Gang der Berechnung aber nichts.

Es soll daher, um die Verhältnisse durchsichtiger zu gestalten, ein besonderer Fall durchgerechnet werden.

Ein Doppeldecker habe eine Spannweite von 11 m im Oberdeck und von 9 m im Unterdeck. Die Stielentfernung betrage

$$l_1 = 2000 \text{ mm},$$
$$l_2 = 2500 \text{ mm},$$

so daß die freie Länge des Kragträger

$$l_5 = 1000 \text{ mm}$$

beträgt. Die Flächentiefe messe

$$t = 1800 \text{ mm},$$

der Flächenabstand sei ebenso groß

$$h = 1800 \text{ mm}. \quad \text{(Fig. 4.)}$$

Fig. 4.

Ferner soll der Vorderholm um 120 mm vom Vorderrand abstehen, während die Holmentfernung 1200 mm beträgt. Rechnet man mit einer Lage des Druckmittelpunktes in einer Entfernung von $\frac{2}{5}\,t$ vom Vorderrand, so liegt er 720 mm von der Anblaskante entfernt. In diesem Falle sind daher die Holme symmetrisch zur Druckmittelrichtung, derart, daß beide gleich stark belastet werden. Wenn dies nicht der Fall wäre, dann müßte man eben die weitere Berechnung einmal für den Vorderholm, das andere Mal für den Hinterholm ausführen; am Rechnungsgang aber ändert sich nichts. Setzt man das Gewicht der vollbelasteten Maschine mit 1200 kg ein, so ist die Belastung pro Flächeneinheit

$$P = \frac{1200}{34{,}6} = 34{,}8 \text{ kg/m}^2,$$

da ja das Tragflächenausmaß (11 + 8,2) 1,80 = 34,6 m² beträgt. Die Belastung pro laufenden Meter Tragfläche ist damit

$$Pt = 34{,}8 \cdot 1{,}8 = 62{,}6 \text{ kg/m},$$

also kommt auf jeden Holm

$$q_v' = q_h' = 31{,}3 \text{ kg/m}.$$

Rechnet man mit fünffacher Sicherheit, so hat man als Belastung

$$q_v = q_h = 156 \text{ kg/m}$$

in die Rechnung einzuführen. Die Belastung der Felder im Oberdeck beträgt:

$$Q_3 = q\,l_3 = 156 \cdot 2 \;\;= 312 \text{ kg}$$
$$Q_4 = q\,l_4 = 155 \cdot 2{,}5 = 390 \text{ kg}$$
$$Q_5 = q\,l_5 = 156 \cdot 1 \;\;= 156 \text{ kg}.$$

Die des unteren Tragdeckes:

$$Q_1 = q\,l_1 = 156 \cdot 1{,}6 = 250 \text{ kg}$$
$$Q_2 = q\,l_2 = 156 \cdot 2{,}5 = 390 \text{ kg}.$$

(Fortsetzung folgt.)

Hofmannsche Luftfederung für Flugzeuge.

Von **A. V.**

J. Hofmann in Genf konstruierte eine neue Federung, welche auf der Anwendung von verdichteter Luft beruht. Die Bereifung der Räder mit Pneumatiks wird bei Flugzeugen damit entbehrlich.

Die Hofmannsche Luftfederung wurde zunächst für Automobile konstruiert, und nachdem sich hierbei diese Federung nach vielfachen Verbesserungen bewährt hatte, wurde diese Luftfederung als Ersatz der Gummizüge oder Stahlfedern an Anlaufgestellen von Flugzeugen versucht. Hierbei hat sich diese Luftfederung ebenfalls auf das beste bewährt und nicht nur die Gummizüge, sondern auch die Pneumatiks der Anlaufräder ersetzen können.

Bekanntlich sind bereits früher Luftfederungen für Flugzeuge versucht worden, so an den französischen Eindeckern »Antoinette« und »REP.« und den Albatroß-Eindeckern von 1910.

Die Konstrukteure dieser Flugzeuge benutzten jedoch für ihre Luftfederung Zylinder und Kolben und hatte dadurch große Schwierigkeiten mit der Abdichtung. Hofmann verwendet geschlossene Gummibälle. Kolben oder andere Dichtungen kommen daher in Fortfall.

Verdichtete Luft ist bekanntlich die beste Feder. Der Grund, warum die Luft als Federungselement der Stahlfeder unbedingt überlegen ist, beruht nicht nur in ihrer größeren Elastizität und dem Vermögen, als Element ohne Masse resp. fast ohne Masse, also auch praktisch ohne Trägheit, jeder Geschwindigkeit zu folgen, sondern ist insbesondere in der Eigenschaft zu suchen, daß man die Widerstandszunahme der Luftfederung nach Belieben gestalten kann, während der Widerstand der Blattfeder stets in genauem Verhältnis zu der Belastung, für welche sie bestimmt ist, anwächst.

Die früheren Versuche, die Luft als Federungselement zu verwenden, beruhten stets auf dem Prinzip, durch eine Kompression der Luft den Widerstand der Federung zu erzeugen, wodurch einerseits die Luft zu stark zusammengepreßt wurde, anderseits auch die Widerstandszunahme der Luftfederung, wie bei der Stahlfederung, an bestimmte Gesetze gebunden war. Dazu kamen noch die Schwierigkeiten der Abdichtung der Kolben in den Luftzylindern.

Die Konstruktion der neuen Luftfederung von Hofmann ist die folgende: Zwischen der Radachse und dem Fahrgestell der Flugzeuge sind Luftsäcke eingeschaltet, die in einem Gehäuse aus Stahlblech oder Metall angeordnet und abgestützt werden. Die Bewegungen der Achse beim Anlaufen

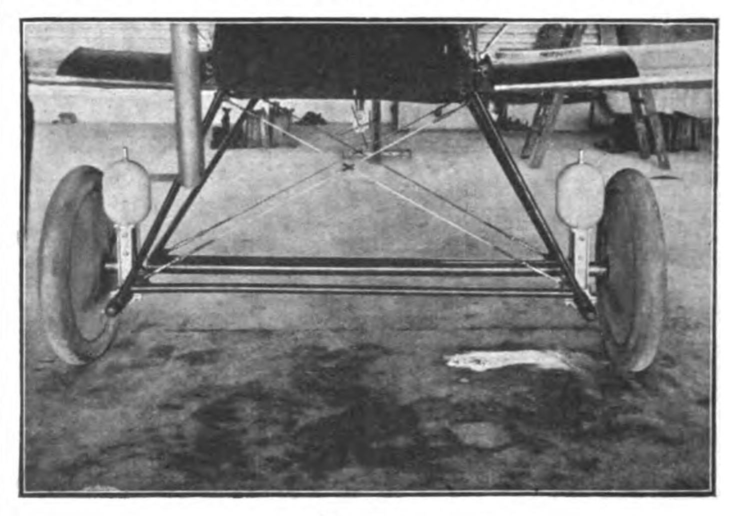


Fig. 1.

oder beim Landungsstoß werden durch pilzförmige Scheiben oder Kolben auf die Luftsäcke übertragen, wobei diese Kolben mehr oder weniger in die Luftsäcke, diese mehr oder weniger einbauchend, eindringen. Je größer diese Eindringung ist, desto größer wird auch der von der Preßluft ausgeübte Widerstand. Die Zunahme des Widerstandes und damit die Tragfähigkeit der Federung beim Eindringen des Kolbens wird dadurch erreicht, daß sich die auf den Kolben wirksame Quer-

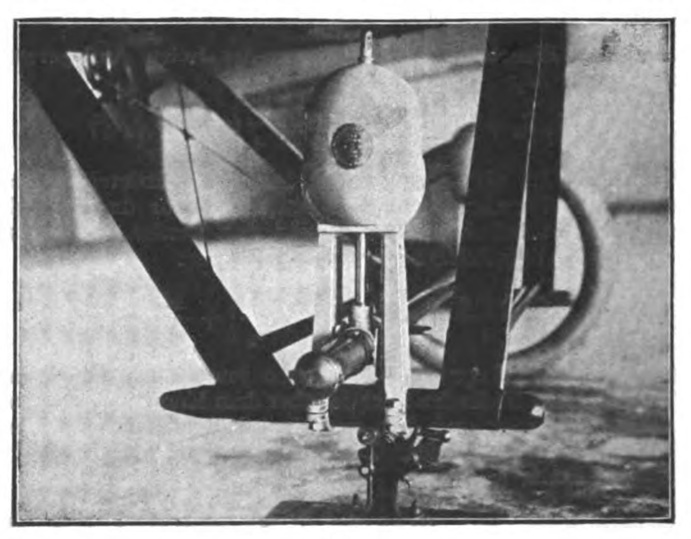


Fig. 2.

schnittsfläche der Preßluft in Druckrichtung des Kolbens erweitert, je tiefer der Kolben in den Luftsack eindringt. Das den Luftsack abstützende Gehäuse erweitert sich demnach in der Druckrichtung des Kolbens, wobei dann der eindringende Kolben eine im Durchmesser zunehmende Druckfläche von der Gehäusewand abhebt. Man kann durch diese Anordnung eine genügende Erhöhung des von der Preßluft auf die Radachse ausgeübten Widerstandes ohne bedeutende Erhöhung des Druckes der Preßluft erreichen (Fig. 5).

Der Fortfall der Dichtungen und diese allmähliche Zunahme der Druckfläche ist das neue und vorteilhafte Prinzip der Hofmannschen Luftfederung gegenüber den bisher erwähnten älteren Luftfederungen mit Kolbendichtungen und gleichbleibendem Kolbenquerschnitt.

Die Abbildung Fig. 1 zeigt das Fahrgestell eines Flugzeuges mit Luftfederung System Hofmann, und zwar an einem normalen zweisitzigen Doppeldecker, von vorn gesehen. Fig. 2 zeigt das gleiche Fahrgestell, von der Seite gesehen, mit abgenommenem Rad, so daß das Gehäuse für die komprimierte Luft und die Führung für die Achse mit der Kolbenstange gut sichtbar sind. Fig. 3 ist eine schematische Zeichnung, Fig. 4 eine Schnittzeichnung. Fig. 5 zeigt die verschiedenen Stellungen der Membrane und die allmähliche Zunahme der Druckfläche.

Fig. 3.

Das Gehäuse *a* aus Stahlblech oder Aluminium enthält den Luftsack (Luftmembrane) *b*, welche eine etwas langgezogene Hohlkugel darstellt. In dieser Membrane aus starkem Gewebe nach Art der Einlage (Karkasse) in den Pneumatikmänteln befindet sich der Luftball *c*, der den Schlauch der Pneumatik ersetzt. Von unten drückt gegen die Membrane *b* der pilzförmige Kolben *d*, der auf der Kolbenstange *e* sitzt, die bei *f* eine Führung für die Achse *g* der Räder bildet. Die Führung *f* gleitet zwischen den Schienen h, h_1; mittels dieser ist der Hohlkörper *a* an dem Schuh bzw. den Stielenden des Fahrgestells befestigt. Durch das Ventil *k* wird Luft in den Gummiball *c* gepumpt, und zwar beträgt der normale Druck ca. 4 Atm. Wie die Abbildungen Fig. 1 u. 2 und die Zeichnungen Fig. 3 u. 4 erkennen lassen, ist der Hub (Federweg) wesentlich länger als bei den bisher üblichen Fahrgestellen mit Gummizügen oder Stahlfedern, und zwar beträgt der Federweg 160 mm (gegen 100 mm bei den bisherigen Federungen mit Gummizügen).

Das Gewicht der Hofmannschen Luftfederung nach den Abbildungen Fig. 1 u. 2 beträgt ca. 12 kg pro Garnitur (zwei Federungen). Es läßt sich aber die Konstruktion noch wesentlich leichter ausführen. Die Abbildungen Fig. 1 u. 2 zeigen die

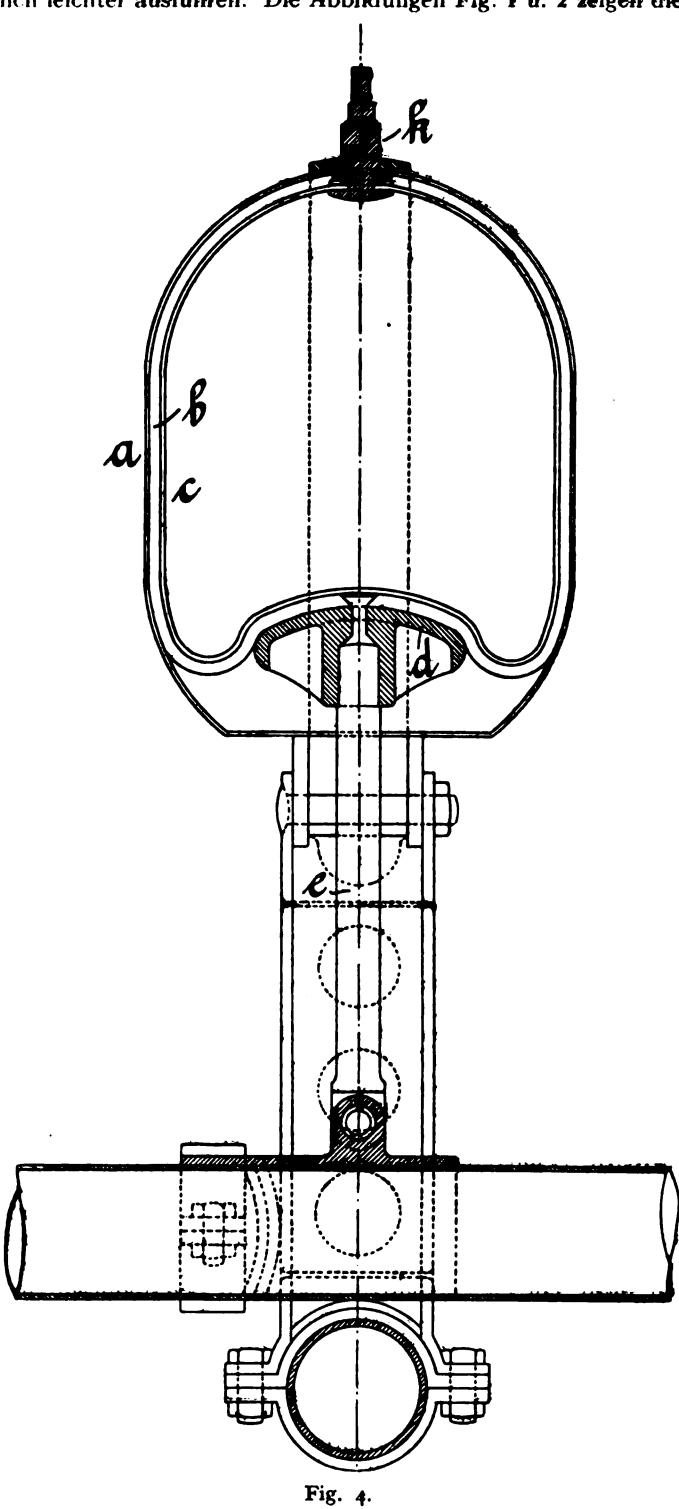


Fig. 4.

Einrichtung, wie sie nachträglich an einen normalen zweisitzigen Doppeldecker der Schweizer Militärfliegerschule angebaut wurde. Das Fahrgestell ist also im wesentlichen das gleiche geblieben wie bei Anwendung von Gummizügen. Wird das Fahrgestell von vornherein für die Hofmannsche Luftfederung konstruiert, so fallen die verhältnismäßig schweren Befestigungsschellen fort, die unteren Kufen und auch die Stiele können kürzer und leichter werden. Die Abbildungen zeigen auch, daß die Räder mit Pneumatikreifen ausgerüstet sind, es sind jedoch mit dem gleichen Flugzeuge und mit anderen Flugzeugen Versuche mit holzbereiften Rädern ge-

macht worden, wobei sich herausgestellt hat, daß das Anfahren ebenso sanft vonstatten ging und auch der Landungsstoß nicht stärker fühlbar war, wie bei Rädern mit Pneumatiks. Es traten auch keinerlei Deformationen weder an den Achsen, Rädern noch an den Stielen des Fahrgestells auf, obwohl absichtlich harte Landungen herbeigeführt wurden. Damit ist bewiesen, daß die Hofmannsche Luftfederung die Pneumatikbereifung der Anlaufräder vollständig ersetzt. Es genügen Räder mit Holzbereifung oder ohne jede Bereifung, also einfache Stahlfelgen. Es können dann auch keine Pneumatikdefekte vorkommen, denn die Membranen und Luftbälle der Hofmannschen Luftfederung liegen in den Hohlkörpern geschützt. Dadurch werden nicht nur Reparaturen erspart, sondern schon in der Herstellung der Flugzeuge werden wesentliche Ersparnisse erzielt, vor allem an Gummi, da eine Membrane nur ca. 300 g Gummi enthält.

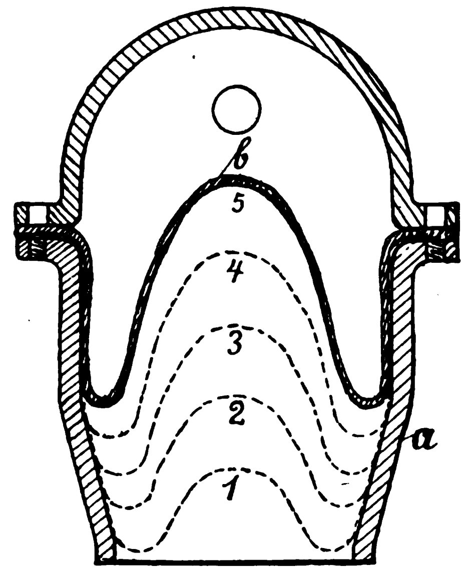


Fig. 5.

Schon bei Anwendung der Hofmannschen Luftfederung für Automobile hat sich gezeigt, daß die Abnutzung der bewegten Teile und der Membrane mit Gummiball eine sehr geringe ist. Im Droschkenbetriebe, wobei bekanntlich die Pflege der Fahrzeuge keine gute, die Benutzung eine sehr starke, und zwar namentlich bei schlechtem Wetter ist, ergab sich, daß ein Gummiball ca. 60000 km aushält, eine Membrane 20000 km. Bei Flugzeugen ist ja die Anlaufstrecke sehr kurz, die Auslaufstrecke gewöhnlich noch kürzer, daher dürfte die Hofmannsche Luftfederung an Flugzeugen eine praktisch unbegrenzte Benutzungsdauer ergeben.

Das Gesamtgewicht des Flugzeuges wird bei der Hofmannschen Luftfederung nicht vermehrt, eher vermindert, wenn das Flugzeug im vornherein für diese Luftfederung konstruiert wird. Für das Gewicht der Luftfederung werden nicht nur die Gummizüge und deren Befestigungen mit den Sicherheitskabeln erspart, sondern auch die Pneumatiks, denn glatte Lauffelgen sind nicht schwerer als Felgen für Pneumatikreifen.

In der gezeichneten Ausführung bringt diese Art der Federung einen größeren Luftwiderstand des Fahrgestelles mit sich. Dies läßt sich bei richtiger Konstruktion vermeiden, und dieser Nachteil fällt fort.

Der Hauptwert der Erfindung von Hofmann liegt aber in der Betriebssicherheit gegenüber Fahrgestellen mit Pneumatikrädern, die bekanntlich häufig beim Landen defekt werden, namentlich wenn das Flugzeug seitlich gleitet. Es sind mit einem Flugzeug absichtlich Versuche gemacht worden mit einer defekten Membrane, so daß eine Membrane den ganzen Landungsstoß allein aufnehmen mußte. Auch hierbei ist das Flugzeug glatt gelandet, ohne daß die Tragflächen den Boden berührten. Da eine Arretierung vorgesehen ist, kann auch bei geplatzter Membrane der Kolben nicht aus dem Gehäuse gleiten, und die Achse bleibt in ihrer Führung.

Einen Vorteil hat noch die Hofmannsche Luftfederung, indem die Federkraft, je nach dem Gewicht des Flugzeuges bzw. der Nutzlast, reguliert werden kann; man pumpt je nach der Belastung mehr oder weniger Luft in den Gummiball.

Für schwere Flugzeuge (Großflugzeuge und Riesenflugzeuge) kann man mehrere Gehäuse und Membranen anwenden oder größere Gehäuse konstruieren, so daß also die größere Last von entsprechend größeren Flächen aufgenommen wird. Es braucht also auch bei Großflugzeugen der Luftdruck nicht gesteigert zu werden.

Patentschau.

(Von Ansbert Vorreiter.)

Ausliegende Patentanmeldungen.

(A: Anmeldung, E: letzter Tag der Einspruchsfrist.)

37 f. 4. S. 44473. Befestigung und Auflagerung des Zelttuches an Luftschiffhallen. Fa. B. Seibert, Saarbrücken. A 12. 10. 15. E 9. 12. 16.

46 a. 22. W. 44118. Explosionskraftmaschine mit entgegengesetzt zur Kurbelwelle umlaufenden Zylindern, insbesondere für Flugzeuge. Hans Windhoff, Dipl.-Ing., Berlin-Schöneberg, Bennigsenstr. 21/22. A 12. 1. 14. E 9. 12. 16.

46 b. 2. K. 58171. Explosionskraftmaschine mit kreisenden Zylindern. Wilhelm Kieling, Frankfurt a. M., Franken-Allee 89. A 10. 3. 14. E 12. 12. 16.

46 c. 15. F. 36709. Verbrennungskraftmaschine für Flugzeugmodelle mit als Pumpe benütztem Arbeitszylinder, bei welcher der Arbeitskolben den zur Erwärmung des Glühzünders nötigen Brennstoff dem Brenner zuführt. W. Joseph Zenker, Dresden-Mockritz, Lessingstr. 6. A 19. 6. 13. E 9. 12. 16.

46 c. 21. V. 13166. Befestigungsweise für auswechselbare Kühlelemente bei Kühlern, insbesondere für Explosionsmotoren. Christian Veil, Besigheim. A 6. 8. 15. E 3. 12. 16.

46 c. 21. S. 40837. Kühler aus Aluminiumrohren. Süddeutsche Kühlerfabrik, Feuerbach-Stuttgart. A 8. 12. 13. E 12. 12. 16.

77 h. 9. A. 24299. Schwimmer für Wasserflugzeuge, der während des Fluges mittels einer innenliegenden gelenkigen Versteifung zur Verminderung des Luftwiderstandes zusammengefaltet werden kann. Ch. H. M. A. Alderson, Farnborough, Engl.; Vertr.: A. Elliot, Pat.-Anw., Berlin SW. 48. A 16. 7. 13. Großbritannien 11. 4. 13. E 3. 12. 16.

Patenterteilungen.

37f. 8. 294127. Lagerung für eine drehbare Luftschiffhalle ohne Boden, die auf einem Doppel-Schienenkranz läuft. Franz Czech, Dortmund, Alexanderstr. 29. 4. 9. 13. C. 23821.

37 f. 652827. Zelt für Flugzeuge und ähnliche Zwecke. Fröhlich & Wolff, Cassel. 8. 8. 16. F. 34311.

37f. 8. 294456. Luftschiffhalle über kreisförmigem Grundriß. Luftschiffsantrieb Ges. m. b. H., Berlin. Zus. z. Pat. 259380. 16. 3. 13. L. 36286.

46c. 27. 294675. Anlaßvorrichtung für Verbrennungskraftmaschinen. Fa. Robert Bosch, Stuttgart. 25. 4. 15. B. 79412. V. St. Amerika 10. 9. 14.

46c. 4. 294411. Vorrichtung zur Verbindung von Wassermantel und Stahlzylindern bei mehrzylindrigen Explosionsmotoren. Giovanni Alberto Maffei, Turin, Italien. 1. 2. 16. M. 59091. Italien 18. 2. 15.

46 a. 9. 295002. Explosionskraftmaschine mit mehreren sternförmig angeordneten Zylindern. Reinhold Brätsch, Berlin-Treptow, Rethelstr. 2. 6. 8. 15. B. 79946.

46 c. 582233. Elektrischer Anlasser usw. Ernst Eisemann & Co. G. m. b. H., Stuttgart. 20. 8. 13. E. 19569. 16. 8. 16.

77 h. 653002. Absturz-Verhinderungs-Vorrichtung für Gasluftschiffe. Carl Hergt, Apolda i. Thür. 9. 8. 16. H. 72183.

77 h. 653248. Steuerräder für Luftfahrzeuge. Klaaß & Sachtleben, Magdeburg. 5. 7. 16. K. 68409.

77 h. 653250. Propeller, insbesondere für Freiballons. Martin Kaiser, Diedenhofen. 5. 8. 16. K. 68590.

77 h. 652679. Verbindungsstück für Flugmodelle, insbesondere deren Flügelholme. Otto Zimmermann, Wolfenbüttel. 11. 8. 16. Z. 10891.

77 h. 652725. Am Steuerrad befestigter Handkälteschützer mit am Handgelenk dicht schließender Polsterung. Dr.-Ing. Eugen Essich, Stuttgart, Hohenheimerstr. 77. 14. 2. 16. E. 22292.

77h. 652739 Auspufftopf für Flugzeuge. Fa. Max Hirschfelder, Berlin-Weißensee. 29. 7. 16. H. 72097.

77h. 5. 294168. Bajonettförmige Befestigung von Tragdeckenholmen für Flugzeuge. Gustav Schulze, Burg b. Magdeburg, Bruchstr. 17. 6. 8. 15. Sch. 48922.

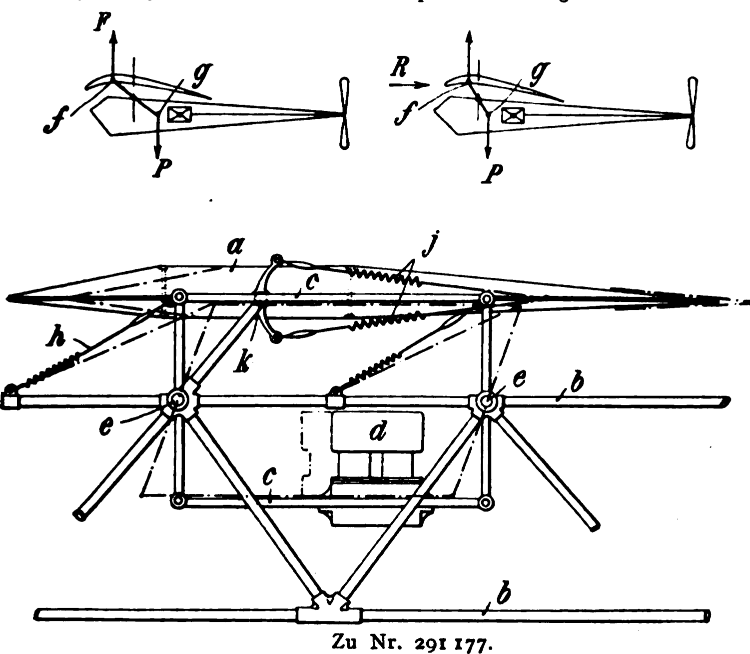
77 h. 15. 294241. Zum Abwerfen mehrerer Bomben bestimmte Bombenwurfeinrichtung für Flugzeuge. Robert Wörner, Berlin-Johannisthal. 12. 10. 12. W. 45121.

Auszüge aus den Patentschriften.

291177. Flugzeug, bei welchem gleichzeitig mit der selbsttätigen Verstellung der Tragflächen eine Verlegung des Schwerpunktes durch eine Gewichtsverschiebung erfolgt. Ernest Coulon in Paris. — Die Stabilität in der Längsrichtung wird durch selbsttätige und gleichzeitige Verstellung der Tragflächen und des Schwerpunktes bewirkt. Die Tragflächen und die Nutzlast (Motor und Propeller) sind an den gegenüberliegenden Seiten eines gelenkig befestigten Parallelogramms angeordnet, dessen andere Seiten gegen den Flugzeugrahmen hin und her schwingen können.

Einer Zunahme des Widerstandes R gegen den Vortrieb entspricht unter der Tragfläche eine größere Reaktion F. Um diese Kraftänderung auszugleichen, werden die Tragflächen derart angeordnet, daß durch das Wachsen des Widerstandes R gegen den Vortrieb eine entsprechende Verstellung der Tragflächen und der Nutzlast P gegen den Längskörper herbeigeführt wird. Die Verstellungen der Angriffspunkte f und g der Kräfte F und G führen die Stabilisierung herbei.

Die Tragflächen a werden an dem Oberteile eines Rahmens c angeordnet, welcher ein gelenkiges Parallelogramm mit Bezug zu dem Hauptlängskörper b bildet. In dem Unterteile des Rahmens c ist anderseits der Motor d und die verschiedenen Teile, die zum Motor gehören, gelagert. Der Rahmen c kann um die Achsen e schwingen, so daß, wenn der Widerstand gegen den Vortrieb wächst und die Tragflächen das Bestreben haben, zurückzubleiben, der gelenkige Rahmen c in die strichpunktierte Lage kommt.



Zu Nr. 291 177.

Federn h von veränderlicher Spannung sind zwischen dem Gerippe b des Flugzeuges und dem gelenkigen Rahmen c angeordnet und dienen dazu, den Rahmen normal in der in vollen Linien dargestellten Stellung nach Fig. 3 zu halten. Wenn unter der Einwirkung der äußeren Kräfte der Rahmen sich so neigt, daß die Tragflächen a sich nach rückwärts verstellen und der Motor d zum Ausgleich dieser Wirkung nach vorwärts verstellt wird, werden die Federn h gespannt.

289373. Bootsrumpf für Wasserflugzeuge in Fischform mit Flachboden und flachen Seitenwänden. John Dale Cooper in Bridgeport, V.St.A. — Der Boden 2 ist mit einem Kiel 3 versehen, der einen aus dem Rumpfboden heraustretenden Körper von ._-förmigem Querschnitt bildet, der in der Längsrichtung gegen unten ausgebaucht ist. Die Höhe des Kieles nimmt ungefähr von der tiefsten Stelle des Rumpfbopens aus nach vorn und hinten ab, so daß der Kielboden nahe der Rumpfspitze und etwa in der Längsmitte des von der tiefsten Bodenstelle an beginnenden Rumpfhinterteils in den Rumpfboden übergeht. Dabei besitzt der Kiel an der vorderen Übergangsstelle seine größte Breite, während er an der hinteren Übergangsstelle spitz ausläuft. Dieser Kiel dient dazu, das Flugzeug auf dem Wasser im Gleichgewicht zu halten, die Wasserverdrängung zu vermindern nud das Erheben des Flugzeuges über die Wasserfläche zu erleichtern, während er beim Niederlassen auf das Wasser den Stoß auffängt, so daß der flache Boden einen verminderten Widerstand antrifft. Die an seinen Längsseiten entstehenden Kanäle 4 lassen ein ungehindertes Abströmen des Wassers zu, so daß das Abheben des Rumpfes vom Wasser beim Aufflug bedeutend erleichtert wird. Zu diesem Zweck sind Luftrohre 5 vorgesehen, welche durch den Rumpf hindurch sich bis in die Kanäle 4 erstrecken, und deren obere, nach vorn gerichtete Enden Lufttrichter 6 tragen. Die durch genannte Rohre bei der Vorwärtsbewegung des Flugzeuges auf dem Wasser streichende Luft streicht am Boden des Flugzeuges entlang und vermindert den Widerstand. Ferner dient die in dem Augenblick des Aufstieges vom Wasser durch genannte Rohre einströmende Luft dazu, die Saugwirkung des Wassers zu überwinden.

Bücher-Besprechungen.

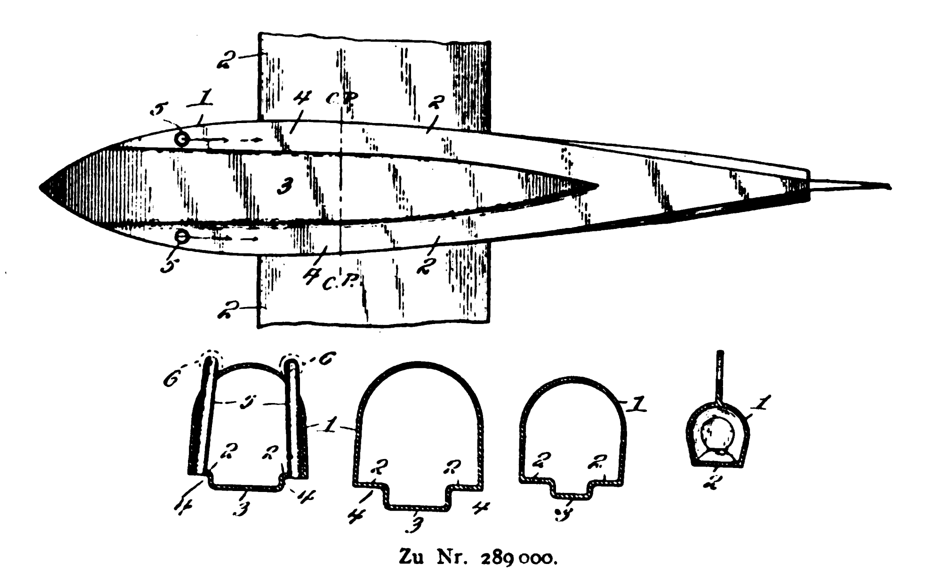
Bei der Redaktion eingegangene Bücher, Broschüren etc.:

Technisches Hilfsbuch. 3. Auflage 1916. Herausgegeben von Schuchardt & Schütte. Kommissionsverlag Julius Springer, Berlin W. 9. Kleinoktav. 396 S. mit Textabbildungen. Preis: geb. M. 2,—.

Smithsonian Miscellaneous Collections. Volume 62, Number 5, **Dynamical Stability of Aeroplanes.** (78 S. mit 18 Textabbildungen.) Von J. C. Hunsaker, T. H. Huff, S. B. D. W. Douglas, S. B. H. K. Chow, S. U. tud V. E. Clarc, Captain, U. S. Army. Published by the Smithsonian Institution 1916. Besprechung folgt.

Das U-Boot. Motortauchschiff. Die technische Entwicklung und Anwendung der Unterseeboote, ihrer Motoren, Torpedos usw. in gemeinverständlicher reichillustrierter Darstellung nach Einzelberichten der Fachzeitschrift »Motorschiff und Motorboot«. Redaktion: Patent- und Zivilingenieur Jul. Küster. Verlag: Klasing & Co. G. m. b. H., Berlin W. Folio, 102 S. mit 108 Textabbildungen. Preis: Geheftet M. 3.

Das „Offizierhaus". Spezial-Zeitschrift zur Wahrnehmung der wissenschaftlichen Interessen des deutschen Offizier-Standes. Amtliche Zeitschrift des Bundes deutscher Offiziersfrauen Verlag: Banz-


Zu Nr. 289000.

kaff & Hucklmetz, G. m. b. H. Berlin SW. 17. Aus dem Inhalt von Heft 20, Flug- und Automobiltechnisches Sonderheft: Das Abwerfen von Geschossen aus Flugzeugen, Das Maschinengewehr im feindlichen Flugzeug.

Großer Bilderatlas des Weltkrieges. Erster Band. Mit einem Vorwort von Hermann Konsbrück. Verlag: F. Bruckmann, A.-G. München 1915. Großfolio, 407 S. mit 1000 Abbildungen, Karten und Urkunden. Preis: gebunden M. 25.

Das Werk ist eine Geschichte des Krieges in Bildern. Die Bilder beginnen mit dem Attentat auf den österreichisehen Thronfolger Erzherzog Franz Ferdinand und der Mobilmachung in Deutschland, den jetzigen Bildern von den Kriegsschauplätzen in Frankreich, Belgien, Ostpreußen, Polen, Galizien, Türkei, Ägypten und englischen Kriegshäfen. Ein 2. Band erscheint später.

Gesetz über einen Warenumsatzstempel vom 26. Juni 1916 nebst Ausführungsbestimmungen des Bundesrats vom 7. Sept. 1916. Für den praktischen Gebrauch erläutert von Dr. jur. Fritz Koppe, Rechtsanwalt und Syndikus, Berlin und Dr. rer. pol. Varnhagen, Berlin. Mit Anmerkungen, Beispielen, Buchführungsschema und ausführlichem Sachregister. Kl.-Okt. 192 Seiten. Preis gebunden 2,50 M. Industrieverlag Spaeth & Linde, Berlin C. 2.

Vom 1. Oktober 1916 ab werden alle Warenumsätze mit einem Stempel von 1‰ belegt. Im Januar 1917 sind die ersten Umsatzsteuererklärungen abzugeben.

Kriegssteuergesetz (Kriegsgewinnsteuer) nebst Besitzsteuergesetz vom 3. VII. 1913 und Gesetz über vorbereitende Maßnahmen zur Besteuerung der Kriegsgewinne vom 24. XII. 1915 für den praktischen Gebrauch erläutert von Dr. jur. Fritz Koppe, Rechtsanwalt und Syndikus und Dr. rer. pol. Varnhagen, Berlin. Mit Beispielen, Tabellen und ausführlichem Sachregister. Zweite Auflage. Kl.-Okt. XVI und 243 Seiten. Preis in Leinen gebunden: 4 M. Industrieverlag Spaeth & Linde, Berlin C 2.

Den Verfassern dieses Kriegssteuergesetz-Kommentars ist es in ausgezeichneter Weise gelungen, die an sich schwierige Materie, deren Verständnis durch das Ineinandergreifen von Kriegssteuer-, und zwar sowohl der Zuwachsabgabe, als auch der Vermögensabgabe, ferner Besitzsteuer-, Wehrbeitrags- und Rücklagegesetz und durch die mancherlei neuen Grundsätze auf steuerrechtlichem Gebiete noch erschwert wird, durch zweckmäßige lückenlose Zusammenstellung der Vorschriften beider Gesetze zu einem Ganzen zusammenzuformen.

Die Hervorhebung einzelner Stichworte durch Druck, Überschrift und dergl. und das eingehende Sachregister machen das Werk für den praktischen Gebrauch besonders geeignet.

Das Werk hat unser lebhaftes Interesse gefunden; die Anschaffung können wir allen Interessenten empfehlen.

„Motor" September/Oktoberheft 1916 (Verlag Gust. Braunbeck G. m. b. H., Berlin W. 35).

Aus dem Inhalt: Die deutschen U-Boote, ihre militärische und handelspolitische Bedeutung. Von Georg Schultze-Bahlke. (ill.) — Der Flieger und die Bö. (ill.) — Flieger, Aberglauben und anderes. — Wie ein französischer Flieger seinen deutschen Gegner vor Verdun einschätzt. Von Dr. N. Hansen, Berlin. — Erdumdrehung und Fliegerbeschießung. Von Gefreiten Kurt Pieck, Adlershof. — Die Flugmaschine mit Faltflügeln. Von Dr. Raimund Nimführ, Wien. — Zeppelinitis; Beiträge zur Psychologie der Engländer. (ill.) — Die Rückfahrt des Unterseebootfrachtschiffes »Deutschland«. Von Dr. N. Hansen, Berlin. — Ein »Revolver«-Torpedo-Lanzierrohr für Unterseeboote. (ill.) — Englisch-französische Flugverluste. — Fliege und Siege! Von E. Bleeck-Schlombach. — Mit dem Flugzeug in der Kugelwolke.

Technisches Hilfsbuch von Schuchardt & Schütte. Dritte Auflage. Oktav. 400 Seiten mit vielen Text-Figuren. Verlag: Jul. Springer, Berlin. 1916. Preis geb. M 2.—.

Das 1914 zum ersten Male erschienene »Technische Hilfsbuch« liegt nunmehr in dritter, vollständig umgearbeiteter und wesentlich erweiterter Auflage vor. Hervorzuheben ist die sehr übersichtliche Anordnung der Formeln und Tafeln sowie die genaue Zusammenstellung aller in Europa und Amerika üblichen Gewindearten. Die Gewindeherstellung, das Drehen, Bohren, Fräsen, Schleifen usw. ist eingehend behandelt Die zu diesen Arbeiten nötigen Werkzeuge sind in zahlreichen Tafeln zusammengestellt. Auch die Ausführungen über Werkzeug- und Konstruktionsstahl, die Tafeln über Schnittgeschwindigkeiten und Kraftbedarf von Werkzeugmaschinen sowie der Abschnitt über erste Hilfe bei Unfällen verdienen Erwähnung. Die Angaben über Maßabkürzungen, Eichfehlergrenzen und Trägerprofile erstrecken sich neben Deutschland auch auf Österreich-Ungarn. Anzuerkennen ist, daß die Firma die als Verfasser zeichnet, sich einer rein sachlichen Darstellung befleißigt und jede Reklame vermeidet.

Der Carnes-Arm. Verlag: Gemeinnützige Gesellschaft zur Beschaffung von Ersatz-Gliedern m. b. H., Berlin NW. 7. Sommerstr. 4a.

Diese vom »Verein deutscher Ingenieure« gegründete und geleitete Gesellschaft hat die Patente über den berühmten Carnes-Arm erworben und läßt diesen besten Kunstarm bei der Firma Robert Falig G. m. b. H., Charlottenburg, herstellen. Die Beschreibung wird den Interessenten gratis gesandt.

Anleitung zum Verspannen von Flugzeugen. Nach praktischen Erfahrungen von Dipl.-Ing. Walter Boldt, Assistent für Flugmotoren an der Kgl. Techn. Hochschule Berlin. Oktav. 28 Seiten mit 9 Figuren u. 1 Tafel. 1916. Verlag: M. Krayn, Berlin W. Preis M 1,50.

Geschäftliche Mitteilungen der Wissenschaftlichen Gesellschaft für Luftfahrt

Telegrammadresse: Flugwissen

Geschäftsstelle: Berlin-Charlottenburg 4
Dahlmannstraße 34 (am Bahnhof Charlottenburg)

Fernsprecher: Amt Steinplatz Nr. 6001.

1. Wie aus Wien gemeldet wird, wurde unser Ehrenvorsitzender, Seine Königliche Hoheit Prinz Heinrich von Preußen, durch Seine Majestät den Kaiser Franz Joseph zum Groß-Admiral der K. K. Flotte ernannt.

2. Mitteilungen aus unserem Mitgliederkreise:

Seine Exzellenz Vizeadmiral Merten-Pascha übt seit bald 2 Jahren das Amt des Kommandanten der Dardanellen in der verbündeten Türkei aus.

Geheimer Regierungsrat Professor Dr. Haber, Direktor des Kaiser Wilhelm-Instituts für physikalische Chemie, Berlin-Dahlem, ist vom Großherzog von Baden das Ritterkreuz vom Zähringer Löwen verliehen worden. Geheimrat Haber ist es schon vor längerer Zeit gelungen, die Herstellung von Munition ohne Chilisalpeter zu erreichen.

3. Entsendung von abgeordneten Vertretern von Behörden in den Vorstand unserer Gesellschaft:

Die folgenden Behörden haben unserem Antrag auf Entsendung von Vertretern in unseren Gesamtvorstand in dankenswerter Weise stattgegeben und mit der Vertretung beauftragt:

Inspektion der Fliegertruppen, Berlin: Major Siegert, Inspekteur der Fliegertruppen, Berlin W 15, Kurfürstendamm 193/194;

Inspektion der Luftschiffertruppen, Berlin: Hauptmann Felix Jacobi, Berlin W 50, Kurfürstendamm 228;

Verkehrstechnische Prüfungskommission: Major Friedel, Vorstand der Abteilung für Fliegerwesen der V. P. K., Berlin-Schöneberg, Siegfriedstr. 2.

4. Neuaufnahmen:

Gemäß § 5 unserer Satzungen wurden als Ordentliche Mitglieder in die Gesellschaft aufgenommen:

Professor Dr.-Ing. W. Reichel, Direktor der Siemens & Schuckert-Werke, Berlin-Lankwitz, Beethovenstr. 14;

Dipl.-Ing Edwin Schwerin, Statiker und Konstrukteur beim Verkehrsbauamt der Stadt Neukölln, Berlin SO 16, Michaelkirchstr. 42;

Ober-Ingenieur Zahn, Leutnant d. R., z. Zt. bei der Flieger-Ersatz-Abtlg. 9, Böblingen b. Stuttgart.

Die Geschäftsstelle.

Schriftleitung: Ansbert Vorreiter, Ingenieur, Berlin-Steglitz. — Druck von R. Oldenbourg in München.

Zeitschrift für Flugtechnik und Motorluftschiffahrt

Organ der Wissenschaftlichen Gesellschaft für Luftfahrt

HERAUSGEBER UND SCHRIFTLEITER:

Ingenieur **ANSBERT VORREITER**
öffentlich angestellter, beeidigter Sachverständiger für Luftfahrzeuge der Handelskammer Berlin und der Handelskammer Potsdam, Sitz Berlin
BERLIN-STEGLITZ, Sedanstraße 40/II.

LEITER DES WISSENSCHAFTLICHEN TEILS:

Dr. **L. PRANDTL** und Dr.-Ing. **F. BENDEMANN**
Professor an der Universität Göttingen — Professor, Direktor der Versuchsanstalt für Luftfahrt, Berlin-Adlershof

VERLAG VON R. OLDENBOURG IN MÜNCHEN UND BERLIN

Jahrgang VII. **25. November 1916.** **Heft 21 u. 22.**

Zeitschrift für Flugtechnik und Motorluftschiffahrt

Organ der Wissenschaftlichen Gesellschaft für Luftfahrt

HERAUSGEBER UND SCHRIFTLEITER:

Ingenieur **ANSBERT VORREITER**
öffentlich angestellter, beeidigter Sachverständiger für Luftfahrzeuge der Handelskammer Berlin und der Handelskammer Potsdam, Sitz Berlin
BERLIN-STEGLITZ, Sedanstraße 40/II.

LEITER DES WISSENSCHAFTLICHEN TEILS:

Dr. **L. PRANDTL**
Professor an der Universität Göttingen

und Dr.-Ing. **F. BENDEMANN**
Professor, Direktor der Versuchsanstalt für Luftfahrt, Berlin-Adlershof

VERLAG VON R. OLDENBOURG IN MÜNCHEN UND BERLIN

Jahrgang VII. 25. November 1916. Heft 21 und 22.

Die Zeitschrift erscheint am mittleren und letzten Sonnabend des Monats und kostet bei Bezug durch den Buchhandel, die Postämter oder die Verlagsanstalt innerhalb Deutschland und Österreich-Ungarn pro anno M. 12.—, pro Semester M. 6.—, im Ausland M. 15.— bei direktem Bezug durch den Verlag.
ANZEIGEN werden von der Verlagsbuchhandlung zum Preise von 15 Pf. für jeden mm Höhe bei 45 mm Spaltenbreite angenommen. Bei 6-, 9-, 12-, 18- und 24 maliger Wiederholung wird ein steigender Rabatt gewährt — BEILAGEN, von denen zuvor ein Probe-Exemplar einzusenden ist, werden nach Vereinbarung beigefügt.
STELLENGESUCHE werden für Mitglieder der Wissenschaftlichen Gesellschaft für Flugtechnik mit 15 Pfg. für die Zeile berechnet.
Alle Zuschriften, welche die **Expedition** oder den Anzeigenteil des Blattes betreffen, sind zu adressieren: Verlagsbuchhandlung R. Oldenbourg, München.
Zuschriften für die **Schriftleitung**: Ing. Ansbert Vorreiter, Berlin-Steglitz, Sedanstr. 40/II. Fernsprechamt Steglitz 1779, Telegr.-Adresse: »Vorreiter Berlin-Steglitz«.

INHALT:

Ein experimenteller Beitrag zum vollständigen Problem der Flugzeugstabilität.

Nach englischen Versuchen von Dipl.-Ing. **A. Betz.**

Während die theoretischen Grundlagen der Stabilität von Flugzeugen schon seit verhältnismäßig langer Zeit klargestellt sind[1]), fehlt es noch immer an der Kenntnis der in der Theorie als Koeffizienten auftretenden Größen, welche für die einzelnen Flugzeuge charakteristisch sind. Man beschränkte sich bei den experimentellen Arbeiten auf die allernotwendigsten und am leichtesten bestimmbaren Werte: Auftrieb, Widerstand und Druckpunkt, bzw. statisches Drehmoment um die horizontale Querachse, alle drei Werte abhängig vom Anstellwinkel. Für die Längsstabilität sind damit die wichtigsten Grundlagen gegeben. Es fehlt nur die Dämpfungskonstante, die praktisch von untergeordneter Bedeutung ist, da bei der üblichen Ausführung der Flugzeuge mit schwacher Stabilität (kleiner Direktionskraft) die vorhandene Dämpfung wohl stets ausreichend ist; für die Seitenstabilität fehlt jedoch nahezu jede experimentelle Unterlage. Aus Mangel an Zeit und Mitteln mußte die Ausfüllung dieser fühlbaren Lücke immer wieder hinter wichtigeren Arbeiten zurückstehen. Nur in England, wo zur Förderung der Luftfahrt ganz außerordentlich große Mittel zur Verfügung standen, hatte man sich ernstlich an eine Bearbeitung der erwähnten Aufgabe gemacht. In dem letzten vor dem Kriege erschienenen Bericht der großen englischen Versuchsanstalt in Teddington[1]) sind die ersten Versuche dieser Art mitgeteilt, die an einem Modell eines Blerioteindeckers ausgeführt wurden.

[1]) In Deutschland hauptsächlich durch die Arbeiten von C. Runge: Über die Längsschwingungen der Flugmaschinen. (II. Jahrgang dieser Zeitschrift S. 193 ff.) und K. Gehlen: Querstabilität und Seitensteuerung von Flugmaschinen (IV. Jahrg. dieser Zeitschrift S. 173 ff.).

Fig. 1 zeigt das untersuchte Modell. Dieses war so ausbalanciert, daß die Lage seines Schwerpunktes S dieselbe war wie bei dem Originalflugzeug. Als »Achse« des Flugzeuges wurde die Unterkante des Rumpfes gewählt (genauer die Schnittgerade der Unterfläche des Rumpfes mit der Symmetrieebene), ihre Stellung gegenüber der Windrichtung bestimmt den Anstellwinkel, bzw. die entsprechenden für die Seitenstabilität in Betracht kommenden Winkel. Das Modell war eine möglichst getreue Nachbildung eines Bleriot-Flugzeuges, nur die Spanndrähte waren weggelassen, da für diese wegen ihrer geringen Abmessungen ohnehin das quadratische Ähnlichkeitsgesetz, das den Modellversuchen zugrunde liegt, nicht mehr gültig ist.

In Fig. 2 u. 3 sind die Ergebnisse der sonst üblichen Messungen wiedergegeben. In Fig. 2 ist die gegenseitige Abhängigkeit von Auftrieb und Widerstand (mit dem Anstellwinkel als Parameter) dargestellt, und in Fig. 3 das Moment um den Schwerpunkt S, was der sonst meist üblichen Angabe

[1]) Technical Report of the Advisory Committee for Aeronautics for the year 1912/13.

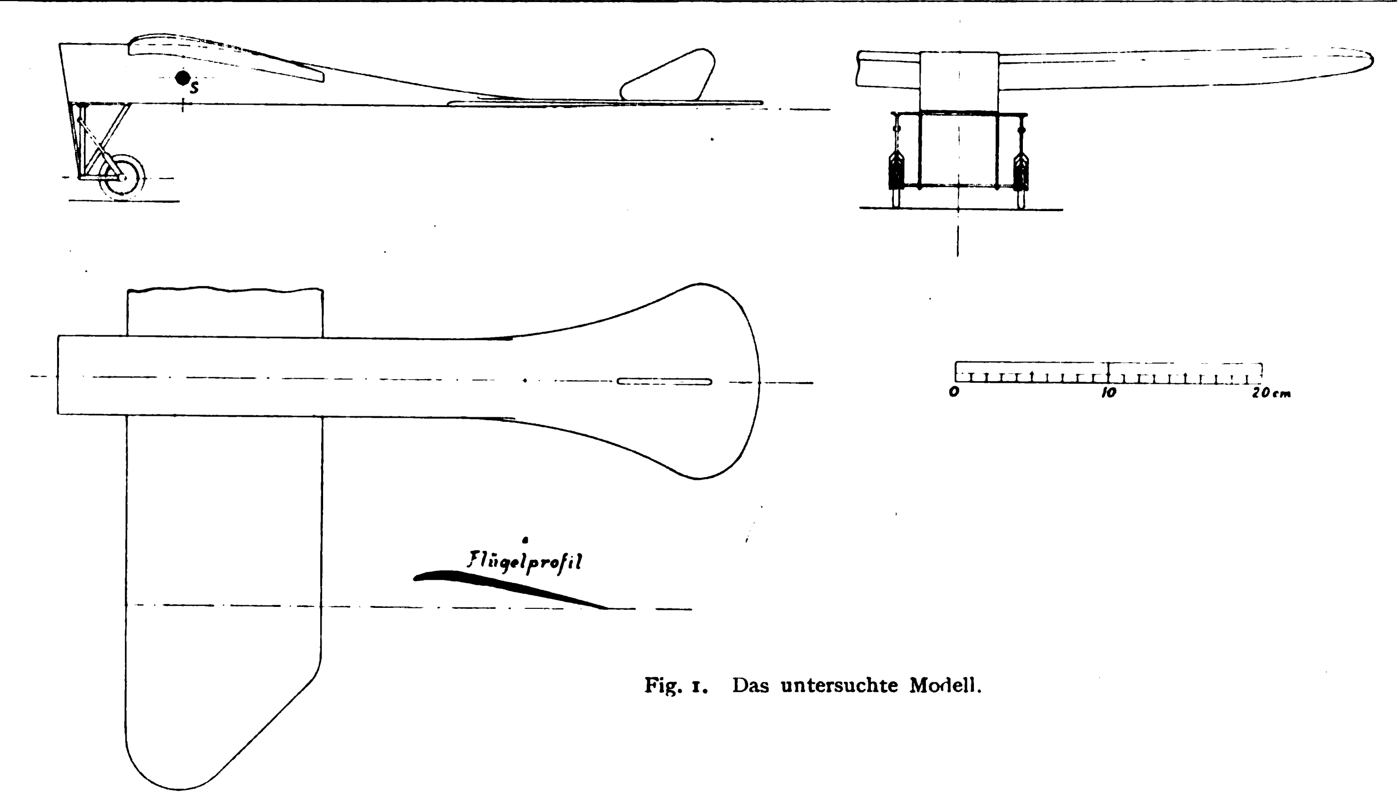


Fig. 1. Das untersuchte Modell.

des Druckpunktes entspricht. Diese Messungen sind auch für das Modell ohne Fahrgestell ausgeführt. Die Resultate sind in den Diagrammen durch gestrichelte Kurven wiedergegeben. Alle weiteren Untersuchungen wurden nur mit dem vollständigen Modell mit Fahrgestell ausgeführt.

Bei dem Anstellwinkel von 0° (Rumpfunterkante mit der Windrichtung zusammenfallend) ist das Drehmoment Null; dies ist demnach die Gleichgewichtslage des Flugzeuges. Bei anderen Anstellwinkeln ist ein Moment vorhanden, welches das Modell in seine Gleichgewichtslage zurück zu drehen sucht, es ist also stabil. Die Zunahme dieses Momentes M mit der Änderung des Winkels α, also der Wert $\frac{\partial M}{\partial \alpha}$, ist ein Maß für die Stabilität. Das Flugzeug ist stabil, wenn dieser Wert negativ ist. Die Stabilität (bzw. Instabilität, wenn er positiv ist) ist um so stärker, je größer der absolute Betrag von

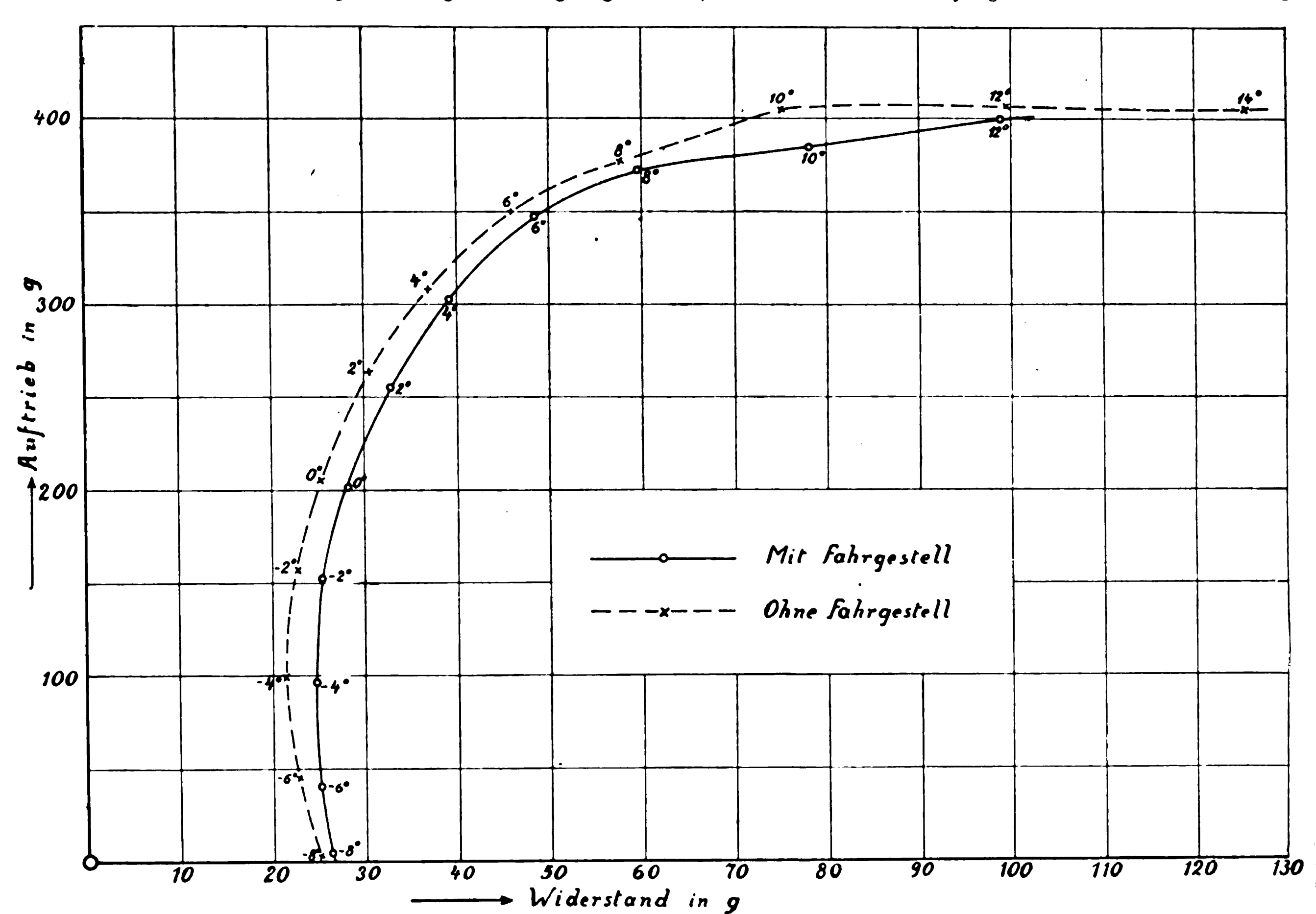


Fig. 2. Auftrieb und Widerstand.

$\frac{\partial M}{\partial \alpha}$ ist. In den allgemeinen Betrachtungen über Schwingungsvorgänge bezeichnet man gewöhnlich die stabilisierende Ursache als Direktionskraft D; dementsprechend würde hier sein

$$D = -\frac{\partial M}{\partial \alpha}.$$

Für das untersuchte Modell ergibt sich aus dem angegebenen Verlauf der Momentenkurve ungefähr

$$\frac{\partial M}{\partial \alpha} = -21 \text{ mg} \left(\text{pro absolute Winkeleinheit } \frac{180^0}{\pi}\right).$$

Die Direktionskraft hat die Dimension eines Drehmomentes. Um eine dimensionslose Kennziffer zu erhalten, müssen wir sie demnach mit einem Produkt Kraft mal Hebelarm dividieren. Wir können als Kraft zweckmäßig den Auftrieb wählen, da dieser einerseits eine gut definierte Größe ist, indem er nämlich beim normalen Fluge mit dem Gewicht des Flugzeuges übereinstimmt, anderseits aber auch ein charakteristischer Maßstab für alle wesentlichen im Flugzeuge auftretenden Kräfte ist, die unter »ähnlichen« Umständen stets im gleichen Verhältnis zum Auftrieb stehen. Als Hebelarm würde man für die Fragen der Längsstabilität zweckmäßig den Abstand der Hinterkante des Höhensteuers vom Schwerpunkt wählen. Da aber diese Länge nicht zugleich für die Seitenstabilität maßgebend ist, und ein Wechsel in der Bezugsgröße der Einheitlichkeit wegen auch unangebracht ist, so dürfte es zweckmäßig sein, als charakteristische Länge die Flügelspannweite zu wählen, welche gut definiert und auch auf die Größe der meisten Seitenstabilitätszahlen von wesentlichem Einfluß ist. Für das untersuchte Modell beträgt der Auftrieb $A = 202$ g (bei einer Windgeschwindigkeit $v = 9{,}14$ m/Sek.), die Spannweite $l = 0{,}54$ m, demnach das Einheitsmoment

$$A \cdot l = 109{,}1 \text{ mg}.$$

Die dimensionslose Drehmomentziffer wird damit

$$\frac{\partial \mu}{\partial \alpha} = \frac{\partial M}{\partial \alpha} \cdot \frac{1}{A \cdot l} = -0{,}19.$$

Das Drehmoment M hängt nun aber nicht allein vom Anstellwinkel selbst ab, sondern auch von der Winkelgeschwindigkeit $\dot{\alpha} = \frac{d\alpha}{dt}$, mit der sich der Anstellwinkel ändert. Bei einer Drehung tritt nämlich ein bremsender Widerstand auf, der bei hinreichend langsamer Drehbewegung und großer Fortschreitungsgeschwindigkeit proportional der Drehgeschwindigkeit ist. In der Theorie der Schwingungen bezeichnet man die dafür charakteristische Größe $R = -\frac{\partial M}{\partial \dot{\alpha}}$ als Dämpfungskonstante. Um auch diese wichtige Größe zu ermitteln, mußte ein neues Verfahren angewandt werden. Das Modell wurde um seine Querachse drehbar aufgehängt (so daß es den Anstellwinkel α verändern konnte) und durch eine Feder so festgehalten, daß seine Gleichgewichtslage bei $\alpha = 0^0$ war. Drehte man nun das Modell unter Anspannung der haltenden Feder aus seiner Gleichgewichtslage heraus und überließ es dann sich selbst, so führte es gedämpfte Schwingungen aus, deren Verlauf auf photographischem Wege registriert wurde. Aus der Abnahme der Schwingungsamplitude findet man die Dämpfungskonstante R. Es besteht nämlich folgende Beziehung:

$$\frac{R}{2J} = \frac{\log \bar{\alpha}_1 - \log \bar{\alpha}_2}{t_2 - t_1},$$

wobei $\bar{\alpha}_1$ und $\bar{\alpha}_2$ die größten Winkelausschläge zu den Zeiten t_1 und t_2 sind. J ist das Massenträgheitsmoment des Modells, es wurde ebenfalls durch Schwingungsversuche ermittelt und betrug $14{,}55 \text{ m} \cdot \text{g} \cdot \text{sek}^2$ (1 g ist hier die Gewichtseinheit, nicht die Masseneinheit). Die Versuche wurden sowohl bei ruhender Luft als auch bei verschiedenen Windgeschwindigkeiten ausgeführt. Fig. 4 gibt die erhaltenen Werte der Dämpfungskonstante, abhängig von der Windgeschwindigkeit, wieder.

Die Schwingungsdauer betrug bei den Versuchen 0,384 bis 0,389 sek.; sie war also nahezu unabhängig von der Windgeschwindigkeit. Es rührt dieses daher, daß die Direktionskraft des Windes unwesentlich war gegenüber der erheblich größeren Richtkraft der Feder. Es wäre ganz interessant gewesen, die aus den Schwingungen sich ergebende Direktionskraft der Luft mit der durch statische Messungen ermittelten (s. weiter oben) zu vergleichen, da durchaus nicht sicher ist, daß sich in beiden Fällen dasselbe ergeben werde. Leider ist dies wegen der unverhältnismäßig großen Federkraft nicht möglich. Anderseits war aber offenbar eine so starke Feder

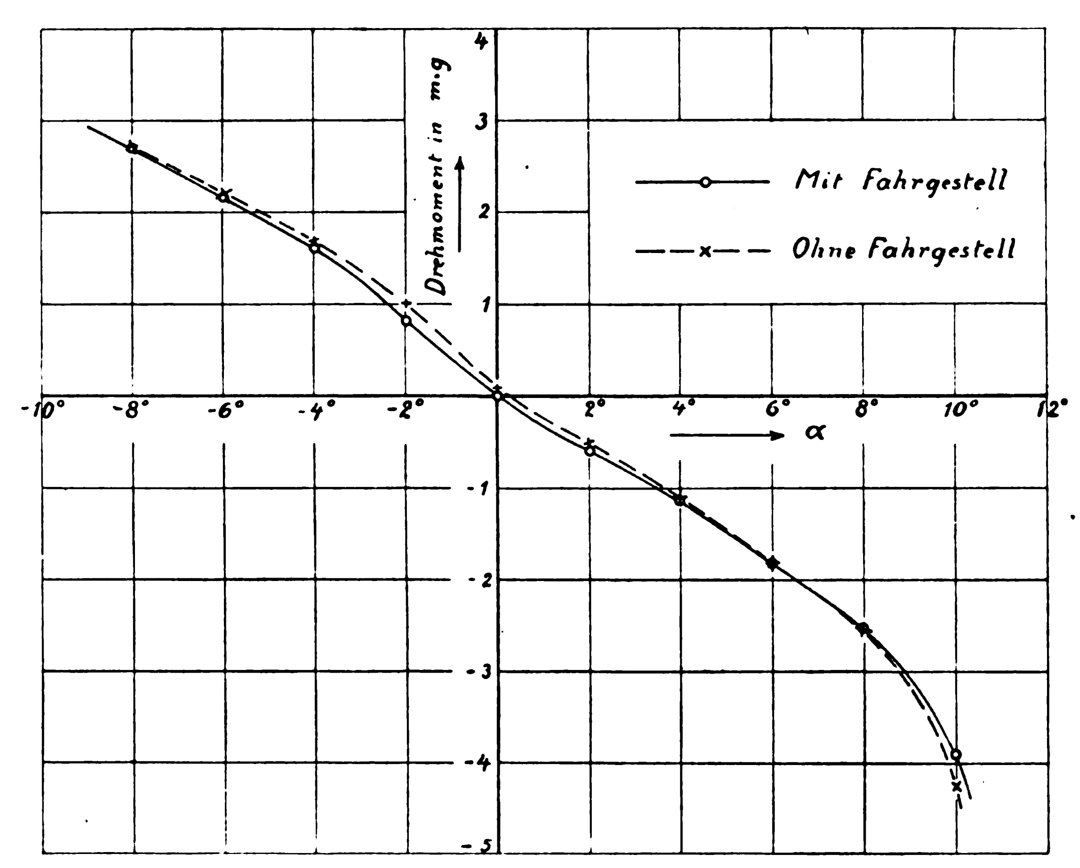


Fig. 3. Drehmoment um den Schwerpunkt.

nötig, um überhaupt eine hinreichende Anzahl von Schwingungen zu erhalten, aus denen sich die Dämpfung gut ermitteln ließ.

Für die Schwingungsgleichungen ist vorausgesetzt, daß die Dämpfung unter sonst gleichen Umständen proportional der Winkelgeschwindigkeit ist. Daß dies bei den vorliegenden Messungsergebnissen nicht genau zutreffen kann, geht schon daraus hervor, daß bei der Windgeschwindigkeit Null die

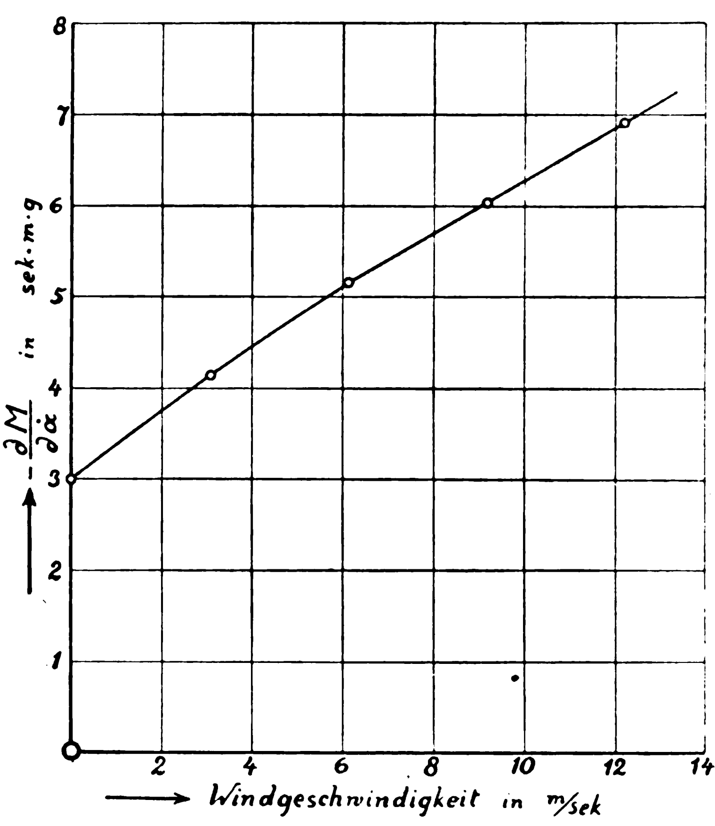


Fig. 4. Dämpfungskonstante.

Dämpfungskonstante R nicht verschwindet. Dies ist sofort einzusehen, wenn wir die Dämpfungskonstante in der dimensionslosen Form $\frac{R \cdot v}{A\,l^2}$ ausdrücken (vgl. oben den dimensionslosen Ausdruck für die Direktionskraft) und ihre Abhängigkeit von dem Verhältnis der Dreh- und Windgeschwindigkeit betrachten. Als Maß dieser letzteren Größe können wir zweckmäßig die dimensionslose Zahl $\frac{l}{v \cdot T}$ wählen (l = Spannweite, v = Windgeschwindigkeit, T = Schwingungsdauer). Da der Auftrieb A mit dem Quadrat von v wächst, wird der Faktor $\frac{v}{A\,l^2} = \infty$ für $v = 0$ und damit auch die dimensionslose Dämpfungskonstante, da ja R selbst endlich bleibt. In Fig. 5 ist die eben erwähnte Beziehung graphisch dargestellt. Man sieht, daß die Benutzung der Dämpfungskonstanten wie sie in den üblichen Schwingungsformeln auftritt, nur dann zulässig ist, wenn die Schwingungen langsam sind im Verhältnis zur Fahrgeschwindigkeit. Das heißt, wenn $\frac{l}{v \cdot T}$ nur wenig von 0 verschieden ist. Für diesen Fall ergibt sich als Wert der dimensionslosen Dämpfungsziffer

$$\frac{\partial \mu}{\partial \dot\alpha} = \frac{\partial M}{\partial \dot\alpha} \cdot \frac{v}{A\,l^2} = -0{,}406.$$

Diese Zahl erhält man durch Extrapolation der Versuchswerte auf $\frac{l}{v \cdot T} = 0$. Daß bei den Versuchen selbst wesentlich schnellere Schwingungen benutzt wurden, dürfte, wie bereits oben erwähnt, meßtechnische Gründe haben, da bei zu niedrigen Schwingungszahlen die Schwingungen zu undeutlich werden, und die störenden Einflüsse zu stark hervortreten.

Durch diese Messungen sind alle wesentlichen Konstanten, die für die Längsstabilität in Frage kommen, für das vorliegende Bleriotmodell ermittelt. Weitere Versuche dienten zur Klärung der Fragen der Seitenstabilität. Bevor wir näher darauf eingehen, wird es gut sein, einiges über die im folgenden benutzten Bezeichnungen zu bemerken. Wir wählen ein mit dem Modell festes Koordinatensystem (Fig. 6) so, daß X bei normaler Lage des Modelles mit der Windrichtung zusammenfällt (Schnittgerade der Symmetrieebene mit der Modellunterfläche), Y senkrecht zur Symmetrieebene steht und Z senkrecht zu den beiden anderen Achsen ist; dieses Koordinatensystem soll allen Drehungen des Modells folgen. Ein anderes Koordinatensystem $X_1 Y_1 Z_1$ sei so bestimmt, daß es beim normalen Fluge mit dem ersteren zusammen-

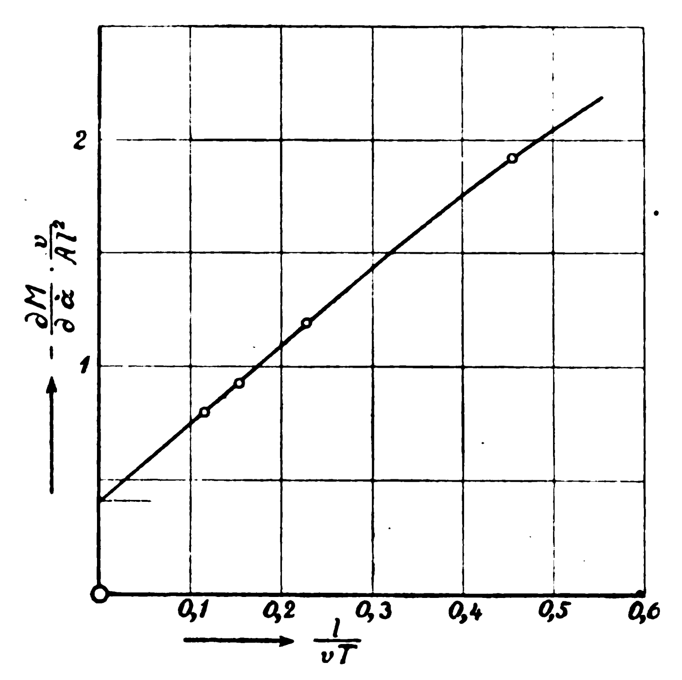


Fig. 5. Extrapolation der Dämpfungsziffer auf kleine Schwingungen.

fällt, Drehbewegungen jedoch nicht mitmacht, so daß die Achse X_1 stets mit der Windrichtung übereinstimmt. Bei Abweichungen vom normalen Fluge bilden die Achsen X und X_1 bzw. Y und Y_1, Z und Z_1 Winkel, welche die Lage des Modelles zur Windrichtung bestimmen. Der Übergang aus der normalen Stellung in die anormale kommt dadurch zustande, daß wir das Modell um die Z-Achse um den Winkel α_z und um die Y-Achse um den Winkel α_y (α_y entspricht also der Bezeichnung α bei den Problemen, bei denen nur die Längsstabilität in Frage kommt) und um die X-Achse um den Winkel α_x drehen. (Vgl. Fig. 6.) Diese letztere Drehung ist im allgemeinen unwesentlich, da sie sich aus Drehungen um die beiden anderen Achsen und um die X_1-Achse, die Windrichtung, zusammensetzen läßt. Eine Drehung um die Windrichtung ändert aber nichts an den auftretenden Windkräften. In Fig. 6 ist daher diese Drehung nicht miteingezeichnet. Nur als Schwingung um die X-Achse kommt sie in Frage, sowie auch für das Zusammenwirken der Luftkräfte mit der Schwerkraft, was jedoch für die Versuche selbst nicht in Betracht kommt, sondern erst bei der Anwendung der Ergebnisse auf freie Flugzeuge. Die Winkelgeschwindigkeiten um die drei Achsen werden entsprechend mit $\dot\alpha_x$, $\dot\alpha_y$, $\dot\alpha_z$ bezeichnet. Ebenso erhalten die Momente bzw. die entsprechenden dimensionslosen Größen den Index x, y, z, wenn das Moment um die betreffende Achse dreht. In Anlehnung an die bei Schiffen üblichen Ausdrücke möge eine Drehung um die X-Achse als Schlingerbewegung, eine Drehung um die Y-Achse als Stampfbewegung und eine um die Z-Achse als Gierbewegung bezeichnet werden.

Zunächst wurden wieder die statischen Konstanten ermittelt. Da eine Drehung um die X-Achse, wie oben bemerkt, nichts Neues bringt und die Drehung um die Y-Achse bereits

bei der Längsstabilität untersucht ist, so bleibt also nur noch übrig, den Einfluß einer Drehung um die Z-Achse festzustellen. Die Versuchsanordnung ist dabei im wesentlichen dieselbe wie bei Änderung des Anstellwinkels α_y; nur sind die zu messenden Größen vermehrt. Bei Änderung des Anstellwinkels α_y treten wegen der symmetrischen Anordnung immer nur Kräfte und Momente auf, die in der X-Z-Ebene liegen. Bei einer Drehung um die Z-Achse ergeben sich aber Kräfte und Momente in allen drei Achsenrichtungen. Bei diesen Messungen wurde nur der Winkel α_z allein verändert, er möge im folgenden als Abtriftwinkel bezeichnet werden, der Anstellwinkel α_y war dabei stets Null.

Die Ergebnisse sind in dem Schaubild 7 zusammengestellt. Der Auftrieb nimmt mit wachsendem Abtriftwinkel ab und zwar ungefähr wie das Quadrat der in die Richtung der Modellachse fallenden Geschwindigkeitskomponente. Ferner tritt ein Stampfmoment M_y auf, welches den Anstellwinkel zu vergrößern sucht, das bedeutet, daß der Führer bei seitlichem Abrutschen (dies ist der praktisch häufigste Fall, in dem das Flugzeug Seitenwind erhält) das Höhensteuer nach abwärts stellen muß. Im übrigen sind die Kräfte und Momente so, daß sie einem seitlichen Abrutschen entgegenwirken: die auftretende Seitenkraft P_y ist der Seitenbewegung des Flugzeuges entgegengesetzt, das Schlingermoment M_x sucht den vom Winde zunächst getroffenen Flügel hochzudrehen, so daß die Resultierende aus Auftrieb und Schwerkraft ebenfalls der Seitenbewegung entgegenwirkt. Endlich sucht das Giermoment M_z die Modellachse wieder in die Windrichtung zu drehen.

Um den Einfluß der Drehgeschwindigkeit festzustellen, wurde zunächst genau so verfahren, wie bei der entsprechenden Untersuchung der Längsstabilität. Man versetzte das Modell in Drehschwingungen um die X- bzw. Z-Achse. Das Ausklingen dieser Schwingungen gab dann die Grundlage zur Berechnung der Dämpfungskonstante für die betreffende Schwingung. Aber damit ist noch nicht alles erledigt. Durch eine Gierbewegung wird nämlich nicht nur ein dämpfendes Moment um die Z-Achse, sondern auch ein Moment um die X-Achse hervorgerufen und umgekehrt. (Die durch diese Drehbewegung erzeugten Momente um die Y-Achse sind voraussichtlich unbedeutend.) Um diesen Einfluß zu ermitteln, wurde dem Modell eine zwangläufige schwingende Bewegung um die Z-Achse erteilt, während es gleichzeitig die Möglichkeit hatte, um die X-Achse zu schwingen. Durch die periodisch auftretenden Momente gerät dann das Modell auch in Schwingungen um die X-Achse. Aus der Größe des Ausschlages dieser sekundären Schwingung im Verhältnis zur primären, zwangläufigen, läßt sich das bei einer bestimmten Winkelgeschwindigkeit auftretende Moment M_x berechnen. Entsprechend wurden durch zwangläufige Drehschwingungen um die X-Achse, Schwingungen um die Z-Achse hervorgerufen, aus denen dann M_z abhängig von $\dot{\alpha}_x$ berechnet werden kann.

Bei der Ausführung dieser Versuche war zu beachten, daß im allgemeinen schon durch Massenkräfte (Zentrifugalmomente) eine gegenseitige Beeinflussung der beiden Schwingungen bedingt ist, wenn nicht die Drehachsen gerade zugleich Hauptträgheitsachsen sind. Das Modell war deshalb genau auszubalancieren, so daß seine Hauptträgheitsachsen mit den Richtungen X, Y, Z übereinstimmten.

Damit die Beziehung zwischen den Amplituden der primären und sekundären Schwingungen möglichst einfach wird, wurde die Periode in jedem Fall so gewählt, daß Resonanz eintrat, was sich darin äußerte, daß die Ausschläge der erregten Schwingungen am größten wurden. Für diesen Fall der Resonanz erhält man folgende einfache Beziehung zwischen den beiden Amplituden:

$$\frac{\partial M_x}{\partial \dot{\alpha}_z} = \frac{\partial M_x}{\partial \dot{\alpha}_x} \cdot \frac{\bar{\alpha}_x}{\bar{\alpha}_z}.$$

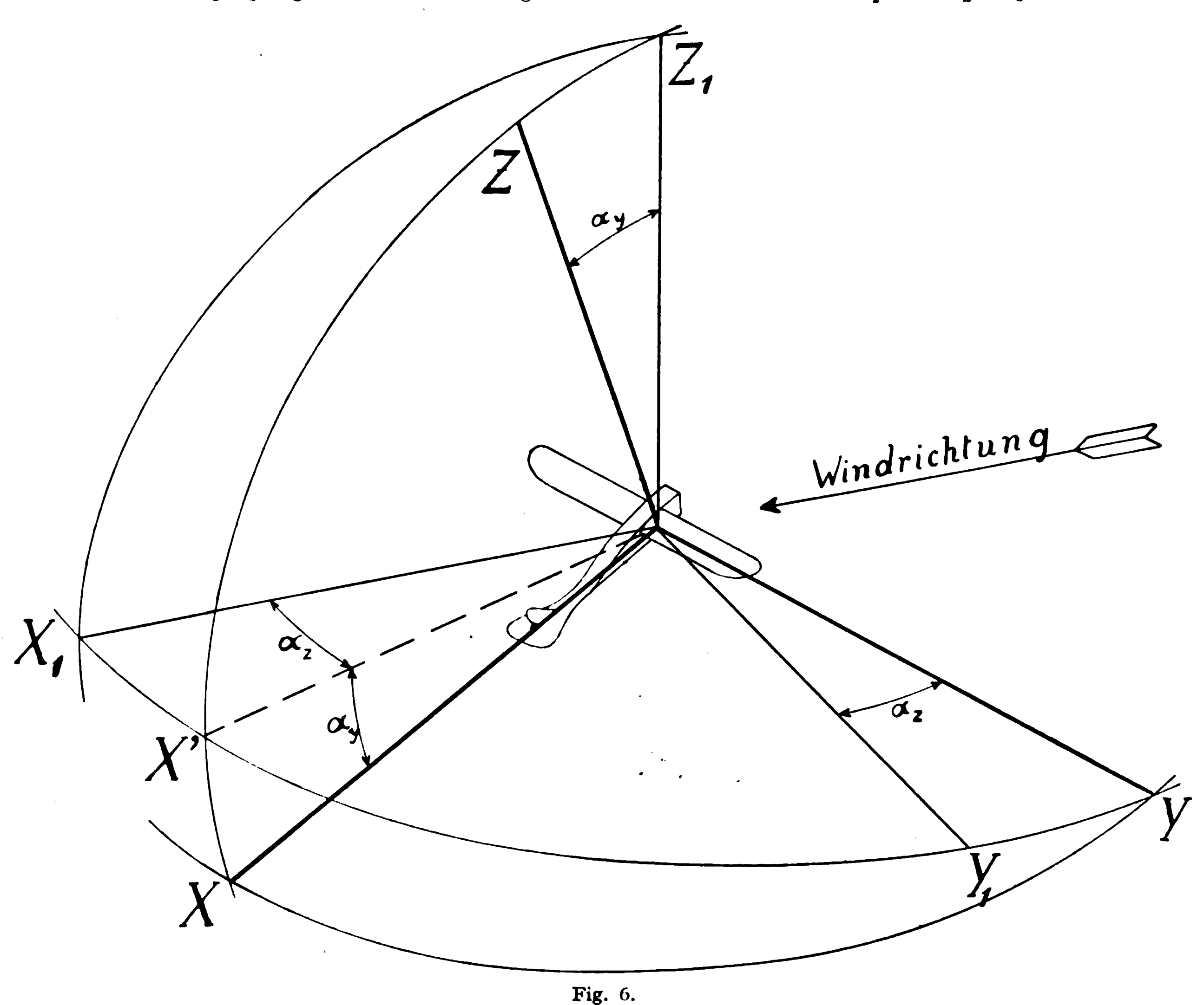


Fig. 6.

wobei $\bar{\alpha}_x$ und $\bar{\alpha}_z$ die maximalen Ausschläge von α_x und α_z bedeuten. α_z ist hier die zwangläufige und α_x die dadurch erregte Schwingung. Für den umgekehrten Fall lautet die Gleichung entsprechend

$$\frac{\partial M_z}{\partial \dot{\alpha}_x} = \frac{\partial M_z}{\partial \dot{\alpha}_z} \cdot \frac{\bar{\alpha}_z}{\bar{\alpha}_x}$$

$\frac{\partial M_x}{\partial \dot{\alpha}_z}$ und $\frac{\partial M_z}{\partial \dot{\alpha}_z}$ sind die Dämpfungskonstanten, die durch die Ausschwingungsversuche ermittelt wurden.

In der folgenden Tabelle sind die Ergebnisse sämtlicher Messungen für unendlich kleine Winkelausschläge bzw. unendlich langsame Perioden in Form von dimensionslosen Zahlen dargestellt (vgl. hierzu das weiter oben über die dimensionslosen Ausdrücke für die Direktionskraft und die Dämpfungskonstante Gesagte). Um die einzelnen Größen dimensionslos zu machen, sind die Kräfte durch A, die Momente durch $A \cdot l$ und die Winkelgeschwindigkeiten durch $\frac{v}{l}$ dividiert. ($A = \text{Auftrieb} = 202 \cdot \left(\frac{v}{9{,}14}\right)^2 g$, l = Spannweite = 0,54 m, v = Winkelgeschwindigkeit in m/sek).

Wirkung auf	Ursache					Dimensions-Faktor
	α_y	α_z	$\dot{\alpha}_x$	$\dot{\alpha}_y$	$\dot{\alpha}_z$	
P_x	—0,48	0	—	—	—	A
P_y	—	—0,32	—	—	—	A
P_z	7,2	0	—	—	—	A
M_x	—	0,058	—0,26	—	0,155	$A \cdot l$ bzw. $\frac{A\,l^2}{v}$
M_y	—0,19	0,043[1]	—	—0,41	—	$A \cdot l$ bzw. $\frac{A\,l^2}{v}$
M_z	—	0,036	—0,056[2]	—	—0,073	$A \cdot l$ bzw. $\frac{A\,l^2}{v}$

Für Auftrieb und Widerstand ergibt sich bei Beschränkung auf kleine Winkel die Beziehung

$$\Delta A = \Delta P_z + \alpha_x \cdot P_y - \alpha_y \cdot P_x$$
$$\Delta W = \Delta P_x + \alpha_y \cdot P_z - \alpha_z \cdot P_y.$$

Die Bedeutung dieser Tabelle wird am besten durch ein Beispiel erläutert. Ein dem Modell ähnliches Flugzeug wiege $G = A_1 = 870$ kg und habe eine Spannweite von $l_1 = 10{,}8$ m. Die Geschwindigkeit ergibt sich daraus vermittels der Beziehung

$$\frac{l_1^2 v_1^2}{A_1} = \frac{l^2 v^2}{A}$$

$$v_1 = v \cdot \frac{l}{l_1} \sqrt{\frac{A_1}{A}} = 9{,}14 \cdot \frac{0{,}54}{10{,}8} \sqrt{\frac{870}{0{,}202}}$$
$$= 30 \text{ m/sec.}$$

Das Flugzeug treibe mit einer Seitengeschwindigkeit von $v_y = 2{,}4$ m/sec nach rechts ab. Der Abtriftwinkel ist dann

$$\alpha_z = \frac{v_y}{v_1} = \frac{2{,}4}{30} = 0{,}08 \ (= 4{,}6^0).$$

Eine Vertikalgeschwindigkeit sei nicht vorhanden. Ferner besitze das Flugzeug gerade eine solche Schräglage, daß die rechte Flügelspitze um 0,25 m höher steht als die linke. Das heißt, daß

$$\alpha_x = \frac{0{,}25}{10{,}8} = 0{,}023 \ (= 1{,}3^0).$$

Endlich soll sich diese Schräglage so vergrößern, daß die rechte Flügelspitze eine Aufwärtsgeschwindigkeit von 0,26 m/sec und die linke eine ebenso große Abwärtsgeschwindigkeit besitzt, so daß

$$\dot{\alpha}_x = \frac{2 \cdot 0{,}26}{10{,}8} = 0{,}048$$
$$(= 2{,}75^0 \text{ pro Sek.}).$$

Der Anstellwinkel α_y möge unverändert geblieben sein.

Unter diesen Voraussetzungen ergeben sich folgende Abweichungen von den in der Gleichgewichtslage auf das Flugzeug wirkenden Kräften und Momenten.

$$\Delta P_x = 0$$
$$\Delta P_y = -0{,}32 \cdot \alpha_z \cdot A_1 = -0{,}32 \cdot 0{,}08 \cdot 870 = -22 \text{ kg}$$
$$\Delta P_z = 0$$
$$\Delta M_x = 0{,}058 \cdot \alpha_z A_1 l_1 - 0{,}26 \cdot \dot{\alpha}_x \frac{A_1 l_1^2}{v_1}$$

Fig. 7. Kräfte und Momente bei Seitenwind.

[1]) Diese Zahl gilt für kleine endliche Winkel α_z (etwa 2⁰ bis 10⁰). Aus Symetriegründen ist anzunehmen, daß sie für unendlich kleine Winkel Null wird und für negative α_z das Vorzeichen wechselt.

[2]) Im englischen Bericht ist dieser Koeffizient wohl infolge eines Druckfehlers mit positivem Vorzeichen angegeben.

$$= 0{,}058 \cdot 0{,}08 \cdot 870 \cdot 10{,}8 - 0{,}26 \cdot 0{,}048 \cdot \frac{870 \cdot 10{,}8^2}{30}$$

$$= 43{,}6 - 42{,}1 = \mathbf{1{,}5\ mkg}$$

$$\Delta M_y = 0{,}043\ \alpha_z A_1 l_1 = 0{,}043 \cdot 0{,}08 \cdot 870 \cdot 10{,}8 = \mathbf{32\ mkg}$$

$$\Delta M_z = -0{,}036 \cdot \alpha_z \cdot A_1 l_1 - 0{,}056\ \dot{\alpha}_x \frac{A_1 l_1^2}{v}$$

$$= -0{,}036 \cdot 0{,}08 \cdot 870 \cdot 10{,}8 - 0{,}056 \cdot 0{,}048 \cdot \frac{870 \cdot 10{,}8^2}{30}$$

$$= -27 - 9 = \mathbf{-36\ mkg,}$$

Zu diesen Luftkräften kommt noch die Schwerkraftskomponente

$$G_y = -G \cdot \alpha_x = -870 \cdot 0{,}023 = \mathbf{-20\ kg.}$$

Sie rührt daher, daß infolge der Drehung des ganzen Koordinatensystems um den Winkel α_x die Richtung der Schwerkraft nicht mehr entgegengesetzt der Z-Achse ist, sondern eine Komponente von obigem Betrage in Richtung der Y-Achse hat.

Die Wirkung dieser Kräfte und Momente ist folgende: P_y und G_y beschleunigen das Flugzeug nach links. Die nach rechts gerichtete Abtriftgeschwindigkeit v_y wird also verkleinert, und zwar ist

$$\frac{d v_y}{d t} = \frac{P_y + G_y}{G} \cdot g = -\frac{42}{870} \cdot 9{,}81 = -0{,}47\ \text{m/sec}^2.$$

$\boldsymbol{M_x}$: Infolge des seitlichen Abtreibens (α_z) wird die rechte Flügelspitze nach oben, die linke nach unten beschleunigt. Aber infolge der bereits vorhandenen Drehbewegung ($\dot{\alpha}_x$) wird diese Wirkung fast vollständig aufgehoben. Die Drehgeschwindigkeit des Flugzeuges wird nur noch eine geringe Vergrößerung erfahren. Dann würde sich das Flugzeug mit der Winkelgeschwindigkeit $\dot{\alpha}_x$ = ca. 2,8° pro Sek. weiter neigen, wenn nicht unter der Einwirkung von P_y und G_y der Abtriftwinkel α_z rasch abnehmen würde. Dann überwiegt der Einfluß von $\dot{\alpha}_x$ und die Drehbewegung wird verzögert.

$\boldsymbol{M_y}$ wird durch das seitliche Abtreiben etwas vergrößert, das Flugzeug wird das Bestreben haben, zu steigen, so daß der Führer das Höhensteuer nach unten drücken muß.

$\boldsymbol{M_z}$: Die Seitenbewegung (α_z) sowohl, als auch die Schlingerbewegung ($\dot{\alpha}_x$) üben auf das Flugzeug ein Drehmoment in dem Sinne aus, daß es sich nach rechts dreht, also sich von selbst in die Bewegungsrichtung einstellt.

Zusammenfassung:

In der englischen Versuchsanstalt in Teddington wurden Messungen an einem Modell eines Bleriot-Flugzeuges ausgeführt, aus denen sich die wichtigsten Konstanten, die für die Längs- und Seitenstabilität in Frage kommen, ermitteln lassen. Die Grundlagen der Versuchsanordnung, die dabei auftretenden theoretischen Begriffe aus dem Gebiete der gedämpften Schwingungen werden kurz auseinandergesetzt. Die Versuchsergebnisse sind in Schaubildern und einer Tabelle zusammengestellt. An einem Beispiel wird schließlich die Verwendung der mitgeteilten Ergebnisse erläutert.

Das räumliche Fachwerk der Doppeldecker und der Einfluß von Seildehnungen auf die Kräfte.

Von Dipl.-Ing. Karl Balaban.

(Fortsetzung aus Heft 19/20.)

Die Momente in der Mitte der Spannweiten ergeben sich damit zu:

$$M_{III} = \frac{Q_3 l_3}{8} = \frac{312 \cdot 2}{8} = 78\ \text{mkg}$$

$$M_{IV} = \frac{Q_4 l_4}{8} = \frac{390 \cdot 2{,}5}{8} = 122\ \text{»}$$

$$M_{I} = \frac{Q_1 l_1}{8} = \frac{250 \cdot 1{,}6}{8} = 50\ \text{»}$$

$$M_{II} = \frac{Q_2 l_2}{8} = \frac{390 \cdot 2{,}5}{8} = 122\ \text{»}$$

ferner ist das Moment des auskragenden Teiles in der oberen Tragfläche

$$M_V = \frac{Q_5 l_5}{2} = \frac{156 \cdot 1}{8} = 78\ \text{mkg}$$

und zwar tritt dieses Moment über der äußersten Stütze auf.

Nun müßten die Stützenmomente gerechnet werden. Zu diesem Zwecke sei der untere Holm zunächst untersucht. Wegen der freien Auflagerung bei 1 und 3 (Fig. 3 ist für den unteren Holm maßstabrichtig ausgeführt) sind, wie schon oben erwähnt, die Stützenmomente M_1 und M_3 gleich Null. Das Stützenmoment M_2 rechnet man dann nach Gleichung (1a):

$$2\,M_2\,(l_1 + l_2) = -\frac{1}{4}\,(q l_1^3 + q l_2^3)$$

$$M_2 = -\frac{156\,(1{,}6^3 + 2{,}5^3)}{8 \cdot (1{,}6 + 2{,}5)} = -93{,}8\ \text{mkg.}$$

Damit kann also bereits der gesamte Momentenverlauf für die unteren Holme aufgezeichnet werden. Man trägt zu diesem Zwecke das Stützenmoment als negativ, beispielsweise über der Schlußlinie 13 aufwärts auf (4) und verschiebt die Momentenparabeln so, daß der eine Punkt 1 sowohl als auch 4 darauf zu liegen kommt. Oder man zeichnet in Fig. 3a unter 13 die Strecke 24 ein, die im gleichen Momentenmaßstab, wie der für die Parabeln gewählte, dem Betrag M_2 entspricht und verbindet mit 1 und 3; dort wo dann diese (strichliert gezeichnete) Linie die Parabel schneidet, ist das Moment Null (Punkt 5 und 6) und geht dann in negativ über. Damit ist der vollständige Verlauf der Momente in den unteren Holmen gegeben.

Diese Momente werden nun auch für die oberen Holme gerechnet. Dort ist zunächst ohne Berücksichtigung des Auslegers das Moment über der Stütze 5 (Fig. 5) nach Gleichung (1) mit Rücksicht darauf, daß ja M_4 auch hier Null ist:

$$2\,M_5\,(l_3 + l_4) + M_6\,l_4 = -\frac{1}{4}\,(q l_3^3 + q l_4^3);$$

nun ist aber

$$M_6 = -M_V,$$

daher

$$2\,M_5\,(2 + 2{,}5) = -\frac{q}{4}\,(2^3 + 2{,}5^3) + M_V\ 2{,}5$$

$$M_5 = -80{,}7\ \text{mkg,}$$

d. h., das Stützenmoment wird infolge der Einwirkung des auskragenden Teiles um 21,7 mkg verkleinert. Der Einfluß ist also hier sehr bedeutend.

Nachdem auch das Moment

$$M_5 = -M_V$$

bekannt ist, kann man wieder, wie in Fig. 3, den Verlauf der Momentenlinie zeichnen (Fig. 5b) und schließlich die Stützendrücke der Reihe nach berechnen:

$$A_4 = \frac{Q_3}{2} + \frac{M_3}{l_3} = \frac{312}{2} - \frac{80{,}7}{2} = 115{,}65\ \text{kg}$$

$$A_5 = \frac{Q_4 + Q_3}{2} - M_5\left(\frac{1}{l_3} + \frac{1}{l_4}\right) + \frac{M_5}{l_4} = \frac{312 + 390}{2} + 80{,}7\left(\frac{1}{2} + \frac{1}{2{,}5}\right) - \frac{78}{2{,}5} = 392{,}30\ \text{»}$$

$$A_6 = \frac{Q_4}{2} + Q_5 - \frac{M_6}{l_5} + \frac{M_5}{l_5} = \frac{390}{2} + 156 + \frac{78}{2{,}5} - \frac{80{,}7}{2{,}5} = 350{,}05\ \text{»}$$

$$A_4 + A_5 + A_6 = \Sigma Q = 858{,}00\ \text{kg.}$$

Die Auflagerdrücke im unteren Tragdeckholm ergeben sich zu

$$A_1 = \frac{Q_1}{2} + \frac{M_2}{l_1} = \frac{250}{2} - \frac{93{,}8}{1{,}6} = 66{,}4 \text{ kg}$$

$$A_2 = \frac{Q_1 + Q_2}{2} - M_2\left(\frac{1}{l_1} + \frac{1}{l_2}\right) = \frac{250 + 390}{2} + 93{,}8\left(\frac{1}{1{,}6} + \frac{1}{2{,}5}\right) = 416{,}1 \text{ »}$$

$$A_3 = \frac{Q_2}{2} + \frac{M_2}{l_2} = \frac{390}{2} - \frac{93{,}8}{2{,}5} = 157{,}5 \text{ »}$$

$$A_1 + A_2 + A_3 = \Sigma Q = 640{,}0 \text{ kg}$$

zur Probe muß jedesmal

$$A_1 + A_2 + A_3 = Q_1 + Q_2 + Q_3$$

sein, was auch in dem Beispiel stimmt.

Damit sind sämtliche Auflagerdrücke ermittelt und es kann zur Bestimmung der Stabkräfte z. B. mit Hilfe eines Cremonaplanes geschritten werden. Vorher sei aber noch folgendes überlegt: Es wurde schon oben hervorgehoben, daß in gleicher Weise der Stirndruck Auflagerdrücke in den horizontal liegenden Fachwerken hervorruft, die genau so ermittelt werden müßten, wie es für den Auftrieb geschehen ist. Fallen aber die Knotenpunkte der Innenverspannung mit denen der vertikalen Fachwerke zusammen, wie dies ja in der Regel der Fall ist, dann wird die Sache einfacher. Wählt man nämlich den Stirndruck zu 0,2 des Auftriebes, wie es beispielsweise den Vorschriften der Österreichischen Heeresverwaltung entspricht, so findet man auch die Auflagerdrücke zu 0,2 derjenigen, die durch den Auftrieb hervorgerufen wurden, also für das obere Tragdeck beispielsweise

$$A_4' = 46{,}3 \text{ kg}$$
$$A_5' = 157{,}0 \text{ »}$$
$$A_6' = 140{,}0 \text{ »}$$

und für die untere Tragfläche

$$A_1' = 26{,}6 \text{ kg}$$
$$A_2' = 166{,}5 \text{ »}$$
$$A_3' = 63{,}0 \text{ »}.$$

Diese Auflagerdrücke sollten eigentlich genau so wie die infolge des Auftriebes bestimmt werden. Die Bestimmung ist aber noch einfacher möglich; die Momente und daher auch die Auflagerdrücke sind, gleiche Spannweiten vorausgesetzt, proportional den Belastungen, also wäre für das Oberdeck einzusetzen:

$$q = 0{,}2 \cdot 312 = 62{,}4 \text{ kg/m};$$

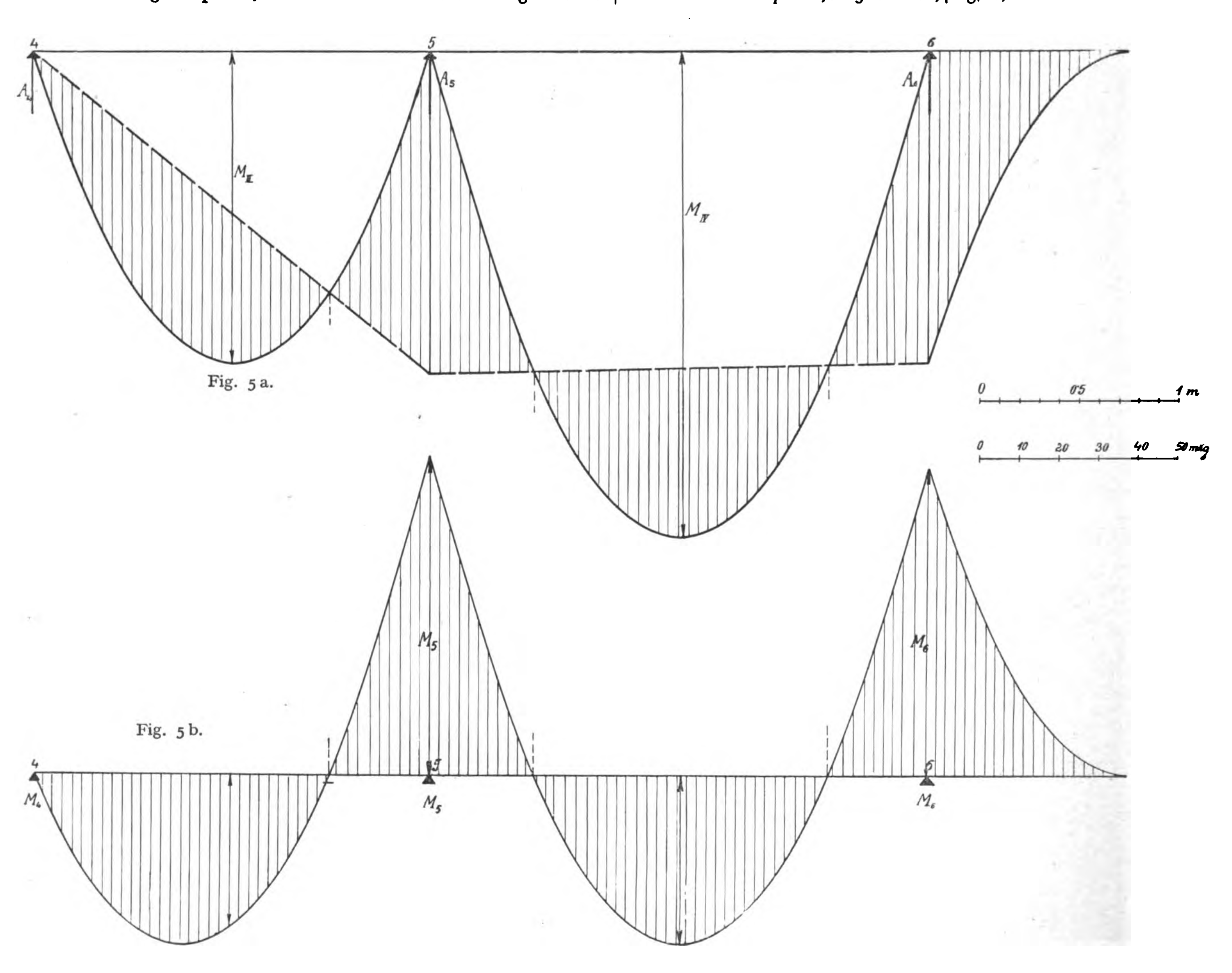


Fig. 5a.

Fig. 5b.

alle Auflagerdrücke sind daher zu finden, indem man die Drücke, welche vom Auftrieb herrühren, mit $\frac{62{,}4}{156}$ multipliziert; so werden auch die Werte A_1' bis A_6' gefunden.

Da das Verfahren zur Bestimmung der Stabkräfte nach Cremona als bekannt vorausgesetzt werden kann[1]), so ist in Fig. 6 die Ermittlung der Axialkräfte vorgenommen worden und zwar für den Auftrieb, während Fig. 7 den Cremonaplan für den Rücktrieb darstellt. Die Stabspannungen sind zu den einzelnen Stäben hinzugeschrieben, wobei — Druck- und + Zug bedeutet. Vorteilhaft stellt man dann diese Spannungen in einer Tabelle zusammen (Tabelle 1 u. 2), so daß man die resultierenden Axialkräfte findet, indem man, wie das einleitend erklärt wurde, die Summen bzw. Differenzen der Stabspannungen bildet.

Tabelle 1.

Axialkräfte im Oberdeck.

Stab	Spannungen vom		Resultierende Spannung
	Auftrieb	Stirndruck	
1	— 700	0	— 700
2	— 1800	+ 290	— 1590
3	— 700	— 290	— 990
4	— 1800	— 790	— 2670
5	0	— 140	— 140
6	0	— 297	— 297
7	0	+ 322	+ 322
8	0	+ 580	+ 580

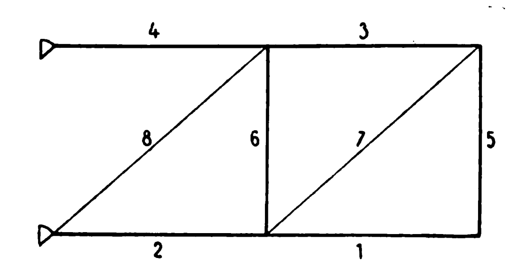
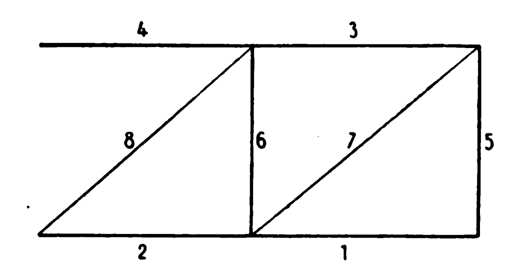


Tabelle 2.

Axialkräfte im Unterdeck.

Stab	Spannungen vom		Resultierende Spannung
	Auftrieb	Stirndruck	
1	0	0	0
2	+ 700	+ 132	+ 832
3	0	— 132	— 132
4	+ 700	— 435	+ 265
5	0	— 63	— 63
6	0	— 230	— 230
7	0	+ 146	+ 146
8	0	+ 380	+ 380



Zu einer vorläufigen Kontrolle der Beanspruchungen genügt es nun, wenn man die auf Druck beanspruchten Teile rechnet nach der Eulerschen Formel:

$$P = \frac{\pi^2 E J}{l^2},$$

worin

P die Axialkraft in kg,
E den Elastizitätsmodul in Atm.,
J das kleinste axiale Trägheitsmoment in cm^4,
l die Knicklänge in cm

bedeutet. Für l setzt man einfach die Entfernung der Mittel zweier Knoten, P ist die oben errechnete Axialkraft. Bezüglich der Trägheitsmomente der Holme ist folgendes zu überlegen: Man sollte wegen der zu befürchtenden Ausknickung der Holme in die Formel eigentlich das kleinste Trägheitsmoment des Querschnittes einsetzen, d. h. die Holme sollten theoretisch nach der Richtung ihrer kleinen Querschnittsachse ausknicken. Nun werden sie aber in dieser Richtung durch die Spieren, die ja bei richtiger Konstruktion sehr steif sind, gehalten, so daß, allerdings knickfeste Spieren vorausgesetzt, die Holme schlimmsten Falles in Richtung der großen Querschnittachse ausknicken müßten. Aber auch in dieser Richtung sind sie versteift, zumeist durch die darüber hinweggehenden Rippengurte, dann aber auch durch den Stoff und seine Spannung, so daß man dann sogar noch mit größerer Sicherheit rechnet, wenn man für J das größte axiale Trägheitsmoment einsetzt.

Auch Stiele werden nach der oben genannten Formel gerechnet. Da ist aber noch etwas anderes zu beachten: Die Spannungen, die in die Stiele hineinkommen, rühren ja von den Seilen her. Wäre keine Vorspannung vorhanden, sondern die Stielbeanspruchung einzig von der Belastung herrührend, dann könnte man ganz einwandfrei das kleinste axiale Trägheitsmoment rechnen aus

$$J_{\min} = \frac{P l^2}{\pi^2 E},$$

wobei man für P eben jenen Wert einsetzt, den der Cremonaplan ergibt. Da aber die Seile ja nie ohne Vorspannung eingebaut werden können, man überdies der Gefahr ausgesetzt ist, daß durch unsachgemäßes Anspannen der Seile viel mehr Druck in die Stiele kommt, als durch die Belastung, so ist es richtiger, zur Dimensionierung folgenden Weg einzuschlagen: Die Seildimension wird so gewählt, daß das Seil mit Rücksicht auf die Spleißung noch der entsprechenden Sicherheit genügt, dann bestimmt man mit Hilfe eines Kräftedreiecks die Komponente, die in den Stiel hineinkommen kann infolge der Seilspannung und rechnet mit dieser Kraft das nötige Trägheitsmoment der Stiele. Hier muß natürlich das kleinste Trägheitsmoment der gewöhnlich mit tropfenförmigem Querschnitt ausgeführten Stahlrohre eingesetzt werden, denn in diesem Falle sind die Stäbe in keiner Richtung gegen das Ausknicken geschützt und werden daher in Richtung des kleinsten Trägheitsmomentes sich ausbiegen. Der Einfluß der Biegungsbeanspruchung infolge des Luftwiderstandes ist bei den Röhren mit tropfenförmigem Querschnitt so klein, daß man ihn immer vernachlässigen kann.

Für das gerechnete Beispiel ist nun die Dimensionierung der Holme vorzunehmen. Aus der Tabelle 1 zeigt sich die auftretende Axialkraft aller Oberdeckstäbe. Für den Hinterholm im ersten Feld (Stab 4) am Rumpf gilt:

$$J = \frac{P l^2}{\pi^2 E},$$

wobei alles in kg und cm einzusetzen ist. Nimmt man gutes Fichtenholz an, so wird

[1]) Sollte dies nicht der Fall sein, so findet sich dieses nebst den Grundlagen der Graphostatik in einer Reihe von Aufsätzen des Verfassers: »Graphostatik mit besonderer Berücksichtigung der Fachwerke« in der ‚Österreichischen Flugzeitschrift' vom Jahre 1915, wo auch die hier behandelten Fälle andeutungsweise bearbeitet wurden.

$$E = 10^5 \text{ kg/cm}^2$$

$$J_4 = \frac{2670 \cdot 200^2}{10 \cdot 10^5} = 106{,}8 \text{ cm}^4,$$

wenn man für $\pi^2 = 10$ setzt.

Im zweiten Felde (Stab 3) rechnet man ein Trägheitsmoment von

$$J_3 = \frac{990 \cdot 250^2}{10 \cdot 10^5} = 62 \text{ cm}^4.$$

Die nötigen Trägheitsmomente für die übrigen, auf Druck beanspruchten Stäbe findet man zu

$$J_1 = 44 \text{ cm}^4$$

$$J_2 = 63{,}5 \text{ cm}^4.$$

Die Innenverspannung der Tragflächen besteht in der Regel aus Drähten und Röhren, für deren Elastizitätsmodul gesetzt werden kann

$$E = 2200{,}000 \text{ kg/cm}^2;$$

sonst ändert sich an der Formel nichts und man findet

$$J_5 = 0{,}092 \text{ cm}^4$$

$$J_6 = 0{,}195 \text{ cm}^4.$$

Für die auf Zug beanspruchten Diagonalen reichen Drähte von 3 mm Durchmesser vollständig aus, solange die Beanspruchung 600 kg nicht übersteigt, da diese hart gezogenen Drähte ja meist Bruchfestigkeiten von 200 kg/mm² und auch noch mehr aufweisen. Allerdings reißen diese Drähte nur sehr selten wo anders als an der Befestigungsstelle, woraus sich ergibt, daß die gegenwärtig verwendete Befestigung mittels Drahtspiralen und umgebogenen Enden durchaus nicht zweckentsprechend ist. Dort, wo diese Drähte zu schwach sind, werden dann Drahtseile verwendet, so daß für die Berechnung der Stäbe 5 und 6 das gleiche gilt, was bereits oben bezüglich der Dimensionierung mit Rücksicht auf die Vorspannung erwähnt wurde.

In der unteren Tragfläche ergibt die Berechnnng folgendes: Der Stab 1 ist durch keinerlei Axialkräfte, sondern lediglich durch die gleichförmig verteilte Last auf Biegung beansprucht.

Der Stab 2 ist mit 832 kg auf Zug beansprucht. Es muß daher sein Querschnitt so groß sein, daß die Zugspannung in der Flächeneinheit nirgends die zulässige erreicht. Läßt man

$$\sigma_z = 600 \text{ kg/cm}^2$$

zu, was eher zu niedrig als zu hoch gegriffen ist, so muß sein

$$F_2 \, \sigma_z = P_2$$

also

$$F_2 = \frac{791}{600} = 1{,}32 \text{ cm}^2.$$

Derart schwache Holme lassen sich praktisch gar nicht ausführen und ist daher die Zugbeanspruchung in den gewöhnlichen Fällen immer sehr klein, so daß sie gegen die Biegungsbeanspruchung fast verschwindet. Ferner ist auch folgendes bezüglich des unteren Vorderholmes zu bedenken: Infolge der Biegungsbeanspruchung tritt zunächst eine gewisse Durchbiegung ein; durch die im Stab herrschende Zugspannung wird er aber wieder gestreckt, d. h. im unteren Vorderholm wirken Biegungsbeanspruchung und Zugkraft entgegen, derart, daß die spezifischen Druckspannungen verringert werden, die Zugspannungen sich aber vergrößern.

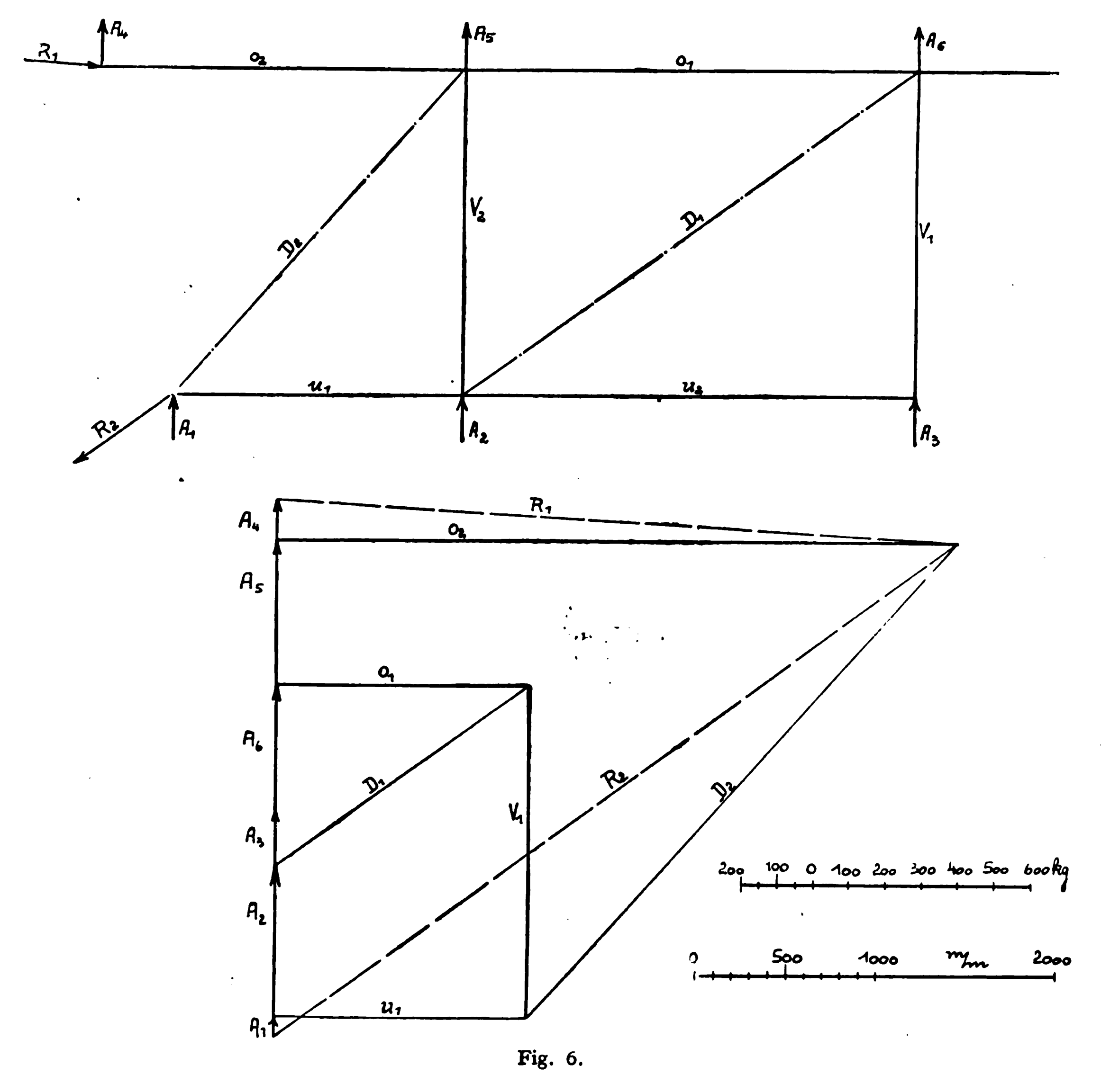


Fig. 6.

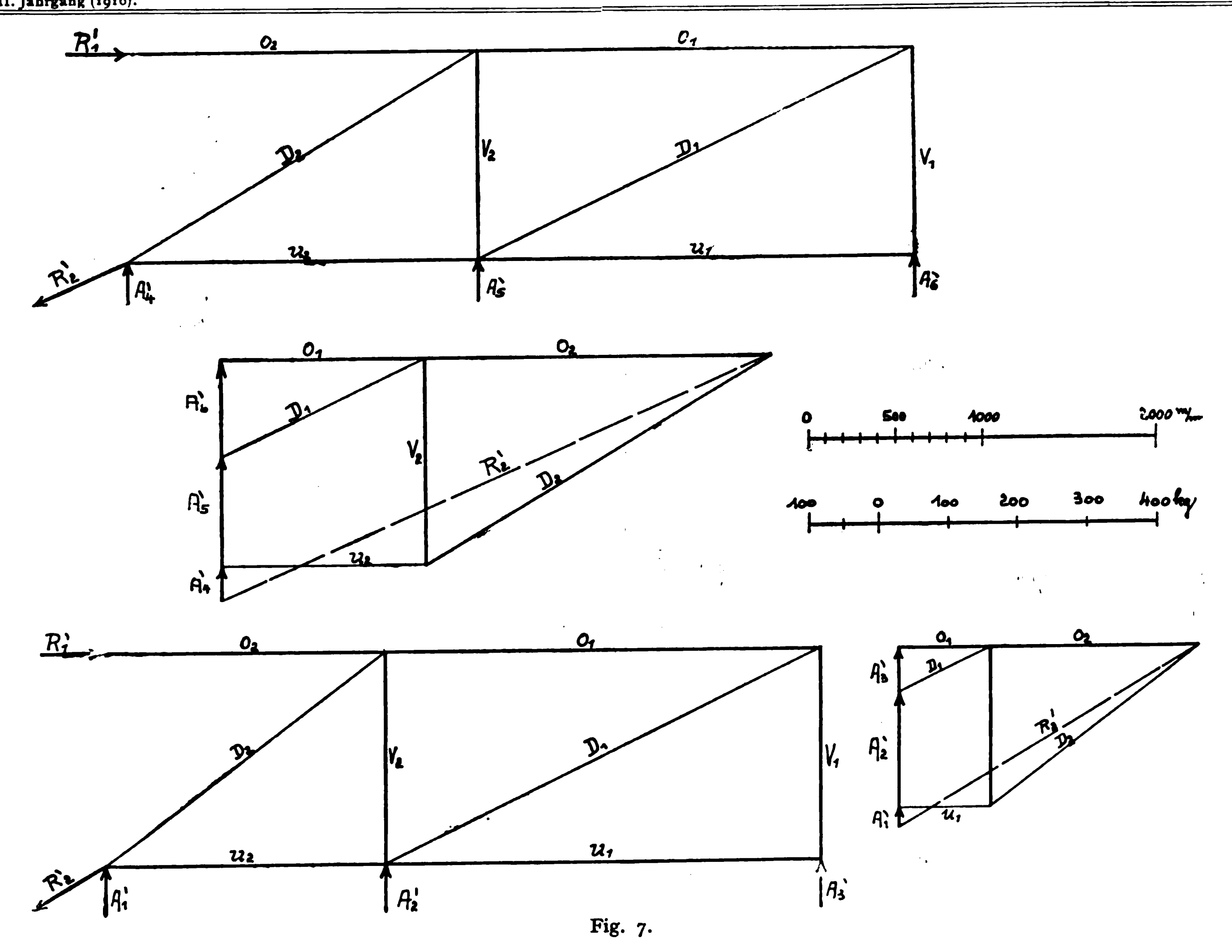


Fig. 7.

Im Stab 3 herrscht 132 kg Druck, sein Trägheitsmoment muß also

$$J_3 = 8{,}25 \text{ cm}^4$$

betragen; dagegen ist im Stab 4 schon wieder Zug (265 kg) und man muß daher in diesem Falle wieder die Fläche

$$F_4 = \frac{265}{600} = 0{,}443 \text{ cm}^2$$

rechnen. Es gilt hier das gleiche wie oben bei Berechnung des Stabes 2 gesagt wurde. Besonders wichtig ist aber die Ausbildung des Knotens zwischen 3 und 4, weil dort die Stabspannungen ihren Sinn ändern. Schroffe Übergänge müssen an dieser Stelle unbedingt vermieden werden:

Für den Stab 5 findet man ein

$$J_5 = 0{,}041 \text{ cm}^4$$

und für Stab 6

$$J_6 = 0{,}151 \text{ cm}^4,$$

während wie oben füs Stab 7 und 8 Drähte von 3 mm Durchmesser verwendet werden können.

Die beiden vertikalen Fachwerke, also die vordere und hintere Verspannungsebene, senkrecht zur Flugrichtung, sind in den Vertikalen (Stiele) und in den Diagonalen gleich stark beansprucht, falls die Holme symmetrisch zum Druckmittelpunkt der Flächen angeordnet sind, sonst ergäben sich auch verschiedene Stabspannungen, die man natürlich berücksichtigen müßte. In dem durchgerechneten Beispiele hat die innere Vertikale, also der erste Stiel, einen Druck von 924 kg aufzunehmen und braucht daher ein Trägheitsmoment von

$$J_1 = \frac{P l^2}{\pi^2 E} = \frac{924 \cdot 180^2}{10 \cdot 2\,200\,000} = 1{,}36 \text{ cm}^4$$

Für den äußeren zweiten Stiel ergibt sich ($P = 158$ kg)

$$J_2 = 0{,}233 \text{ cm}^4.$$

Diese beiden Trägheitsmomente sind natürlich die kleinsten des betreffenden Querschnittes.

Für die inneren Diagonalen können Drahtseile verwendet werden, die einen Durchmesser von = 5,8 mm haben, welche in der Spleißstelle 2070 kg aushalten; den äußeren Seilen genügt:

$$\Phi = 4{,}2 \text{ mm}$$

mit 1080 kg Festigkeit in der Spleißung.

Durch das Anziehen dieser Seile entsteht aber in den Stielen eine bedeutende Vorspannung, so daß man diese auch so dimensionieren soll, daß selbst durch unsachgemäßes Anziehen der Seile ein Ausknicken der Stiele nicht zu befürchten ist. Falls im Seil die größte Spannung auftritt, die es noch aushält ohne zu reißen, so werden in dem am Rumpf gelegenen inneren Stiel 1400 kg Druck hervorgerufen und das nötige Trägheitsmoment ergibt sich zu

$$J_1 = 2{,}1 \text{ cm}^4$$

(diese Kraft erhält man einfach durch Zerlegung der Seilspannung in die Holm- und Stielrichtung) und für den äußeren Stiel (620 kg)

$$J_2 = 0{,}93 \text{ cm}^4,$$

also wie man sieht bedeutend größer, als nur mit Rücksicht auf die statische Belastung.

Die Dimensionierung der Holme erfolgt nun zunächst folgendermaßen: Aus dem entworfenen Spierenprofil kennt man die Höhe, die der Holm an der betreffenden Stelle höchstens haben kann. Setzt man zunächst vollen Querschnitt voraus (Fig. 8a), so ist dessen Trägheitsmoment gegeben durch:

$$J_{\max} = \frac{b\,h^3}{12},$$

wenn man das größte Trägheitsmoment, wie oben begründet wurde, in die Rechnung einführt. Die Holme sind nur in

den Knotenpunkten voll, in den dazwischen liegenden Teilen aber ausgefräst (Fig. 8b), so daß ihr Trägheitsmoment nur

$$J_{max} = \frac{b h^3 - b_1 h_1^3}{12}$$

ausmacht. Diese kastenförmig ausgeführten Träger werden überall dort angewendet, wo man es mit hoher Beanspruchung zu tun hat, also auf alle Fälle in der oberen Tragfläche. Dort wo die Beanspruchung niedriger ist, können auch I-förmig ausgeführte Träger nach Fig. 8c Verwendung finden, deren Trägheitsmoment gegeben ist durch

$$J_{max} = \frac{b h^3 - b_1 h_1^3}{12}.$$

Bezüglich dieses letzteren Querschnittes ist nur zu bedenken, daß er nicht besonders geeignet ist, Schubspannungen aufzunehmen und daß die Gefahr vorliegen kann, daß der Holm früher durch die Scherbeanspruchung als durch die Axialkraft zerstört wird.

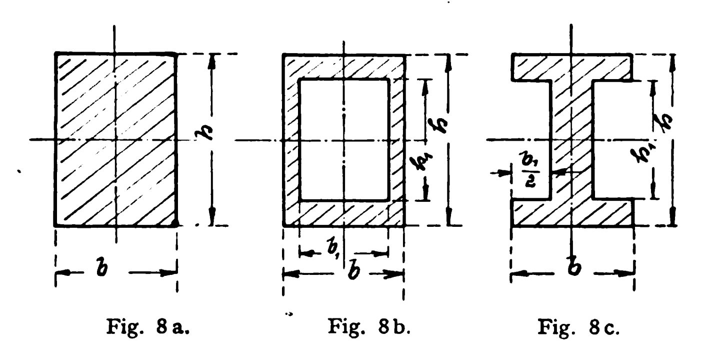


Fig. 8a. Fig. 8b. Fig. 8c.

Infolge des bereits entworfenen Spierenprofils steht beispielsweise für den Hinterholm maximal 70 mm Höhe zur Verfügung; das notwendige Trägheitsmoment wurde mit 106,8 cm gefunden. Der volle Querschnitt müßte daher eine Breite von

$$b = \frac{12 J_4}{h^3} = \frac{12 \cdot 106{,}8}{343} = 3{,}75 \text{ cm}$$

haben. Die Ausfräsung ändert nicht viel am Trägheitsmoment und der gefräste Querschnitt nach Fig. 9a hat ein

$$J_4 = \frac{4 \cdot 7^3 - 3 \cdot 5^3}{12} = 116{,}0 \text{ cm}^4.$$

also hinreichend groß, um so mehr, als infolge der Ausrundungen beim Fräsen ja das J auch noch vergrößert wird.

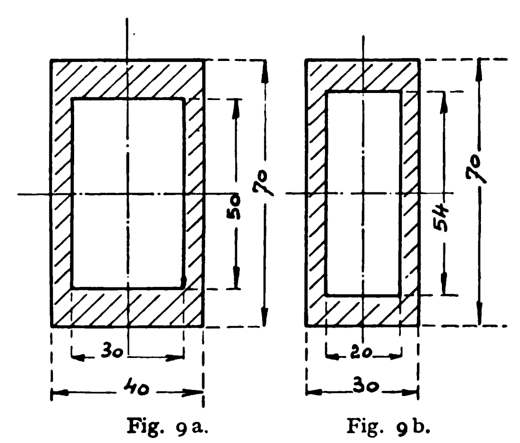


Fig. 9a. Fig. 9b.

Im zweiten Feld des Oberdeckes ist $J = 62$ cm nötig; der Querschnitt nach Fig. 9b hat

$$J_3 = \frac{3 \cdot 7^3 - 2 \cdot 5{,}4^3}{12} = 60 \text{ cm}^4,$$

was auch noch genügt. Der Endquerschnitt gegen den auskragenden Teil hat dann noch ein Widerstandsmoment von

$$W = \frac{J_3}{\frac{h}{2}} = \frac{60}{3{,}5} = 17 \text{ cm}^3$$

und kann daher

$$k_b = 600 \text{ kg/cm}^2$$

als zulässige Biegungsbeanspruchung angenommen, ein Biegungsmoment von

$$M = W k_b = 17 \cdot 600 = 10200 \text{ cmkg}$$

aufnehmen, während dort das Biegungsmoment 7800 cmkg beträgt, der Holm also auch noch reichlich dimensioniert ist. Schwächungen dieser gegen den äußeren Flügelrand hin liegenden Knoten sind daher in der Regel zulässig, da ja in dem ausladenden Holmstück nur Biegungsbeanspruchungen vorkommen können.

Genau so wie jetzt der obere Hinterholm der Tragfläche berechnet wurde, kann auch der vordere berechnet werden. Für das Unterdeck dimensioniert man die Holme am einfachsten mit Rücksicht auf leichte und billige Herstellbarkeit und rechnet dann die auftretenden Beanspruchungen (fast durchwegs immer reine Zugbeanspruchung) nach, die in der Regel sehr niedrig ausfallen, weil man meist die Holme praktisch gar nicht schwach genug herstellen kann.

Wie sich aber oben noch gezeigt hat, treten in dem Knotenpunkte sehr große Biegungsmomente auf und man muß daher den Querschnitt in den Knoten auf Biegung nachrechnen. Dies sei auch noch für den oberen Hinterholm durchgeführt. Das Widerstandsmoment ist ja gegeben durch

$$W_4 = \frac{J_4}{\frac{h}{2}} = \frac{116}{3{,}5} = 46{,}3 \text{ cm}^4,$$

daher ist ein Biegungsmoment von

$$M = 56{,}3 \cdot 600 = 27800 \text{ cmkg}$$

zulässig, während in Wirklichkeit nur 2950 cmkg auftreten. Da aber die Knoten nicht ausgefräst werden, so wäre ein noch etwas größeres Biegungsmoment zulässig. (Bezüglich dieser Beanspruchung siehe später!)

Damit ist aber eine genaue Berechnung noch nicht abgeschlossen, denn die Biegungsbeanspruchung tritt ja nicht nur in den Knotenpunkten auf, sondern auch in den freien Feldern, und das hat zur Folge, daß der Träger sich durchbiegt und zwar um so mehr, je größer bei gleicher Belastung die Feldweite und je kleiner das Widerstandsmoment ist. Biegt sich aber der Träger durch, d. h. weicht seine Schwerlinie von der ursprünglichen Achse ab, so kann die Normalkraft, die von der Fachwerkskonstruktion stammt, nicht mehr rein axial wirken und es tritt zu der Normalbeanspruchung noch Biegungsbeanspruchung hinzu, weil die exzentrisch zum Schwerpunkt wirkende Axialkraft, den symmetrisch vorausgesetzten Querschnitt um seine Nullinie, in diesem Fall also um eine Symmetrieachse, drehen will. Da infolge der Biegungsbeanspruchung im vertikalen Sinne die Durchbiegung auch nur in dieser Richtung erfolgen kann, der Schwerpunkt daher auch so aus seiner ursprünglichen Lage gerückt wird, so kann die Biegung wieder nur um die horizontale Schwerachse erfolgen; man hat in die Berechnung dann eben wieder das größte Widerstandsmoment einzusetzen. Diese Exzentrizität des Lastangriffes hat nun zweierlei zur Folge: Erstens tritt in jedem Querschnitt außer der reinen Zug- bzw. Druckbeanspruchung eine von der Biegung herrührende zusätzliche Spannung auf, derart, daß die eine äußerste Faser gezogen, die andere aber gedrückt wird, also bei Zugbeanspruchung z. B. sich die Zugspannungen in der einen äußersten Faser des Querschnittes addieren und in der anderen, wo infolge des Biegungsmomentes Druck entsteht, die Spannungen sich subtrahieren. Diese Verhältnisse werden durch die Formel

$$\sigma_{z,d} = \frac{P}{F} \pm \frac{M e_1}{J}$$

ausgedrückt; dabei bedeutet

σ_z die Zugspannung in kg/cm²,
σ_d die Druckspannung in kg/cm²,

P die Axialkraft in kg,
F den Querschnitt in cm²,
M das Biegungsmoment in cmkg,
J das Trägheitsmoment in cm⁴,
e_1 den Abstand der gezogenen bzw. gedrückten Faser von der Nullinie in cm.

(Schluß folgt.)

Bericht des englischen Beirates auf dem Gebiete der Luftschiffahrt für 1915|16.

Auszug aus der Besprechung im »Engeneering« vom 11. Aug. 1916, übersetzt von Ing. G. A. Fritze.

»Während der Bericht früher sehr umfangreich war, ist er naturgemäß jetzt zurückhaltend. Die Arbeiten der Royal Aircraft Faktory und des National Physical Laboratory erstreckten sich auf Verbesserungen an Heeres- und Marineflugzeugen. Einzelheiten der wissenschaftlichen Versuche werden später veröffentlicht werden. Ein Vertreter der Marine wurde zugezogen, weil künftig die Luftschiffahrt in der Marine eine immer wichtigere Rolle spielen wird.

»Drei Windkanalapparate mit Durchmessern von 3,4 und 7 engl. Fuß standen schon zur Verfügung und außerdem wurden neue Apparate für 7 und 4 Fuß angeschafft und das Personal vermehrt. Auf Grund der Versuche wurden Verbesserungen an den Windkanalapparaten ausgeführt. Das Massachusetts Institute of Technology hat einen Apparat angeschafft, der genau einem der englischen 4 Fuß-Apparate entspricht, und eine Zeichnung der Wage des Apparates von 7 Fuß wurde dem Navy Department in Washington geschickt.

»Eine der wichtigsten Aufgaben war der Vergleich zwischen einem Flugzeugmodell und seinem Original.

»Eiffel fand seinerzeit, daß die Widerstandsziffer fallender Kugeln sich in Abhängigkeit vom Durchmesser änderte und Lord Rayleigh bemerkte hiezu, daß sich aus theoretischen Erwägungen ergäbe, daß die Widerstandsziffer bei verschiedenen Modellen die gleiche war, wenn das Verhältnis $\frac{v\,l}{\nu}$ gleich war, wobei v die Geschwindigkeit der Bewegung, l die Länge irgendeiner entsprechenden Abmessung des Modelles und ν die kinematische Zähigkeit der Luft war. Durch neue Versuche in dem 7-Fuß-Tunnel wurde dieser Zusammenhang noch weiter erforscht.

»Ferner wurde eine Reihe von Widerstandsmessungen an Streben und Drähten gemacht und dabei ergab sich, daß die R.A.F.-Drähte der Luft keinen oder nur wenig größeren Widerstand bieten als Stromlinienformen und da sie viel leichter herzustellen und anzuwenden sind, sind sie allgemein eingeführt (standardised). Es ergab sich ferner die Notwendigkeit, Universalverbindungen an den Endstreben zu verwenden, in Rücksicht auf die Wirkungen der Vibration, die sehr schädlich waren, wenn die natürliche Periode mit der Zahl der Umdrehungen der Maschine synchron ist.

»Ein sechsfacher Sicherheitsfaktor wurde für notwendig gehalten, der jedoch bei besonderen Anforderungen an die Geschwindigkeit und Steigfähigkeit verringert werden kann. Diese Heruntersetzung erfordert jedoch eine Verringerung des »factor of ignorance«. Aus dem Bericht ergibt sich, daß im letzten Jahre die Rechnungsmethoden sehr verbessert wurden. Die neuen Flügelquerschnitte, die sich aus den neu gewonnenen Ergebnissen ergaben, ließen die Leistungsfähigkeit (capacity) der Flugmaschine für ein gegebenes Gewicht und gegebene Maschinenleistung anwachsen. Bei größeren Maschinen wurden die Landungseinrichtungen durch eine Einführung von Luft- und Ölpuffern verbessert.

»Die Bespannung der Flügel wurde sorgfältig studiert. Es ergab sich, daß die aktinischen Sonnenstrahlen allmählich zur Zerstörung der Bespannungen beitrugen; eine geeignete Farbe wurde infolgedessen dem Anstrich beigefügt, die gleichzeitig die Sichtbarkeit der Maschine im Fluge stark verringert. Auch ein nicht giftiger Anstrich wurde entdeckt.

»Der Bericht enthält auch Vergleiche über Propellerversuche, die in Windkanälen und mit einer Rundlaufeinrichtung ausgeführt wurden. Das Ergebnis ist ziemlich gleich, doch sollen die Versuche wegen der Zeit- und Arbeitsersparnis künftig in Windtunnels ausgeführt werden. Die Fachleute erwarten mit Ungeduld die Veröffentlichung der Einzelheiten dieser Berichte.

»Die aerodynamischen Eigenschaften von Bomben wurden gleichfalls untersucht und optische Apparate zur Erleichterung der Beobachtungsergebnisse geschaffen. Ferner wurden die Magnete, die Zündungen und die Aufstellvorrichtungen für die Maschinengewehre studiert.

»Abgesehen von dem hervorragenden Mut der Flugzeugführer sind die vorzüglichen Ergebnisse unserer Flugzeuge nicht zum geringsten Teile auf diese Versuche zurückzuführen.«

Patentschau.

(Von Ansbert Vorreiter.)

Ausliegende Patentanmeldungen.

(A: Anmeldung, E: Letzter Tag der Einspruchsfrist.)

77h, 15. P. 32848. Einrichtung zum Einfahren von Luftschiffen in ihre Hallen und zum Ausfahren aus den Hallen. Wilhelm Pingel, Kiel-Dietrichsdorf, Heikendorferweg 86. A 15. 4. 14. E. 30. 12. 16.

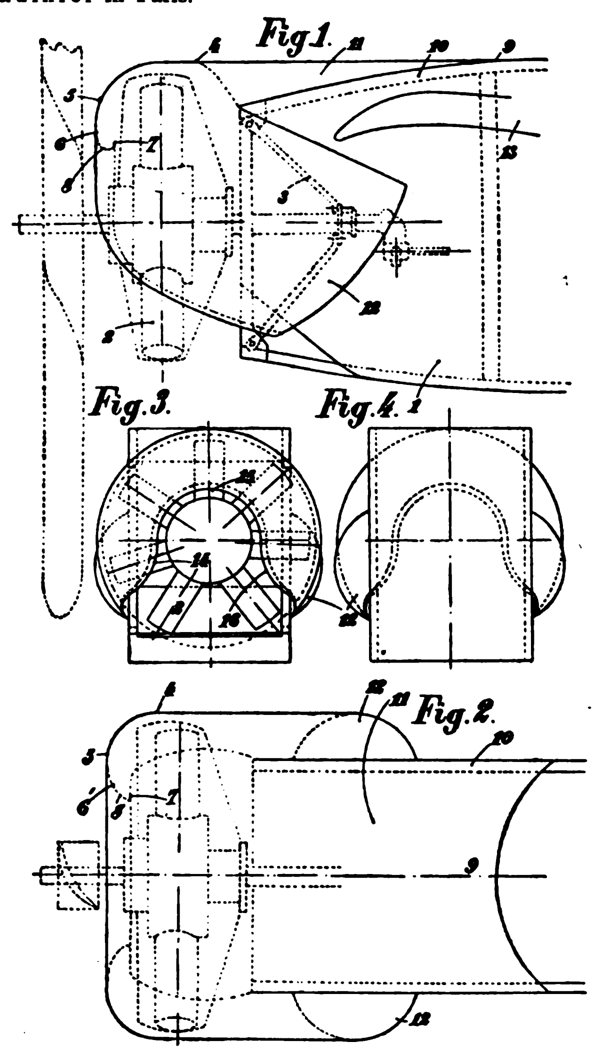
77h. 5. E. 20913. Tragflächenrippe für Flugzeuge. Paul Carlton Elliott, Lawrence, Kansas; Vertr.: Dipl.-Ing. Dr. W. Karsten und Dr. C. Wiegand, Pat.-Anwälte, Berlin SW. 11. A 2. 2. 15. V. St. Amerika. E 3. 2. 14.

Patenterteilungen.

77h, 520978. Umfüllvorrichtung für Gastransportwagen E. A. Schneider, Berlin, Bärwaldstr. 69. 2. 7. 12. Sch. 44685 1. 7. 15.

Auszüge aus den Patentschriften.

293550. Schutzhaube für Umlaufmotoren an Flugzeugen. Société Anonyme Des Aéroplanes. Morane & Saulnier in Paris.



Zu Nr. 293550.

Die Schutzhaube dient zur Verminderung des Luftwiderstandes bei Flugzeugen mit vorn liegendem Umlaufmotor und gleichzeitig zur Abführung des heißen Öles, das aus den verschiedenen Auspufföffnungen herausgeschleudert wird.

Die Öltröpfchen werden gesammelt und nach hinten unterhalb der Flügelkonstruktion abgeleitef, so daß jedes Abschleudern des Öles auf die Oberseite der Flügel vermieden und die damit verbundene Belästigung durch das sprühende Öl, der bisher der Flugzeugführer oder auch die Fluggäste ausgesetzt waren, zu vermeiden.

Der Rumpf 1 ist vorn vollkommen geschlossen und trägt, über die Spitze des Rumpfes vorstehend, den Motor 2.

Das Gehäuse besteht aus folgenden 3 Teilen. Der erste Teil, der den Motor umschließt, ist eine Art Umdrehungskörper, der durch den Umlauf einer Kurve 4, 5, 6, 7 um die Motorachse erzeugt ist. Der Teil 6, 7 der das Gehäuse bildenden Kurve bildet innerhalb des Gehäuses eine Art rinnenförmigen Tropffangs. Der geringste Durchmesser dieses Gehäuseteils ist so gewählt; daß der größte Teil des Motors davon umschlossen wird.

Der zweite Teil des Gehäuses verbindet den ersten mit der oberen Fläche des Rumpfes und mit seinen oberen Längsträgern 10. Dieser Gehäuseteil wird durch einen Zylinderausschnitt, der auf der Zeichnung mit 11 bezeichnet ist, gebildet.

Der dritte Teil des Gehäuses wird durch zwei kaminartige Fortsätze 12 gebildet, die links und rechts am Rumpf sitzen. Diese Fortsätze stellen Teile von Zylindermänteln mit einer schräg nach unten verlaufenden Erzeugenden dar. Vorn schließen sie an den ersten Gehäuseteil sich an, nach oben und unten gehen sie in die Seitenwandungen des Rumpfes über und öffnen sich nach hinten unterhalb der Befestigung der Flügel.

Im Unterteil ist das Gehäuse mit einer Öffnung versehen, deren Begrenzung in Fig. 3 durch die Kurve 14, 15, 16 bezeichnet ist. Die hierdurch entstehende Öffnung ist groß genug, um ein schnelles Entweichen der Auspuffgase und den freien Luftumlauf zu gestatten. Die Ränder der Öffnung sind nach innen zu umgebogen, so daß sie eine Fortsetzung der Tropfrinne 8 bilden, die in dem Teil 6, 7 des ersten Gehäuseteils vorgesehen ist. Diese Tropftrinne soll die abgeschleuderten Öltröpfchen sammeln und sie nach unten hin am unteren Rand der kaminartigen Fortsätze entfernen.

Bücher-Besprechungen.

Bei der Redaktion eingegangene Bücher, Broschüren etc.:

Metallphysik von Walther Deutsch. Verlag: Friedrich Vieweg & Sohn, Braunschweig. Oktav, 71 S. mit 20 Abbildungen. Preis geheftet: M. 3.—.

Uhlands Ingenieur-Kalender 1917. Dreiundvierzigster Jahrg. Bearbeitet von F. Wilcke, Ingenieur in Leipzig. In 2 Teilen. 1. Teil: Taschenbuch. Kl.-Oktav 224 S. mit vielen Tabellen, Textfiguren, Kalender und Notizblättern. 2. Teil: Für den Konstruktionstisch. Verlag: Alfred Kröner in Leipzig. Kl.-Oktav, 116 S. mit 600 Figuren im Text. Preis: geh. M. 3.—, geb. M. 4.—.

Das Werk ist für Ingenieure und Konstrukteure auf dem Gebiet des allgemeinen Maschinenbaues ein wertvolles Nachschlagebuch. A. V.

Lehrbuch der Physik. Zum Gebrauche beim Unterricht, bei akademischen Vorlesungen u. zum Selbststudium. Von E. Grimschl, Weil. Direktor der Oberrealschule. In 2 Bänden. 1. Band: Mechanik, Akustik und Optik. 3. Aufl. Groß-Oktav, 966 S. mit 1063 Figuren im Text und zwei farbigen Tafeln. Preis geh. M. 11.—, geb. M. 12.—. 2. Band: Magnetismus und Elektrizität. Durchgesehen und ergänzt von Prof. Dr. J. Classen, Prof. Dr. H. Geitel, Oberlehrer Dr. W. Hillers und Oberlehrer W. Koch. Gr.-Oktav, 542 Seiten mit 1 Bildnis E. Grimschls und 517 Figuren im Text. Preis geh. M. 7.—, geb. M. 8.—. Verlag: B. G. Teubner, Leipzig und Berlin.

Die Gasflamme als Werkzeug und Maschinen-Element. Richtlinien für die Anwendung des Gases zum Heizen mit einem Anhang von Franz Schäfer, Oberingenieur in Dessau. Verlag: R. Oldenbourg, München und Berlin, 1916. Oktav 35 Seiten mit 31 Figuren im Text. Preis geheftet: 80 Pf.

Dieses Heft ist eine Werbeschrift und eignet sich besonders für Betriebsleiter, Werkmeister und Handwerker, die in ihren Betrieben Löt- und Schweißarbeiten zu machen haben. Das Werk gibt auch Anregung zu anderweitiger vorteilhafter Anwendung der Gasheizflamme. A. V.

Das Gas als Heizmittel in Gewerbe und Industrie von Franz Schäfer. Oberingenieur in Dessau. Mit 56 Abbildungen. Oktav 51 S. mit 56 Abbildungen im Text. Einzelpreis: 80 Pf.; bei 50 bis 99 Exempl. 75 Pf., bei 100—500 Exempl. 70 Pf., bei mehr als 500 Exempl. 65 Pf.

Das Heft ist ein erweiterter Sonderdruck aus dem im gleichen Verlage erschienenen „Handbuch der Gastechnik" von Dr. Schilling-Bunte, Band 8. In vorzüglicher Weise ist die Wirtschaftlichkeit der Gasheizung geschildert, die Gasbrenner werden beschrieben und ihre vorteilhafte Anwendung. Das Werk ist jedem, der Gas als Heizmittel benutzt, zu empfehlen.

„Die Kriegsschauplätze auf der Balkanhalbinsel und im Orient." Karte der Kriegsschauplätze. Preis 75 Pf. Verlag: F. A. Brockhaus, Leipzig.

Unsere Luftwaffe herausgegeben von Hauptmann a. D. Funk, mit Beiträgen berühmter Flieger und Führer von Luftschiffen. Kunstverlag „Bild und Karte" Leipzig. Gr.-Oktav 100 S. mit vielen Textbildern und 3 Buntdrucken. Preis geb. M. 2.—.

Das im Verhältnis zum Preis sehr schön ausgestattete Buch ist namentlich für die Jugend geschrieben und zu Geschenken sehr zu empfehlen. Einen Teil des Reinertrages erhält der Luftfahrerdank.

Entfernungsmesser für Flugzeuge von Reile. Dieser sehr einfache Entfernungsmesser besteht aus einem Meßschieber mit 4 Teilungen. Zwei Teilungen für Flugzeuge von 10 und 15 m Spannweite, einen für die Höhe eines normalen Mannes und einen für Reiter. Dazu wird eine Anleitung geliefert mit Darstellung von verschiedenen Zielen und eine Meßtafel. Eine zweite Tafel dient zur Bestimmung der Größe entfernter Objekte. Selbstverlag von Kunstmaler Reile in Stuttgart. Preis: M. 2.—.

Dynamical Stability of Aeroplanes (mit 5 Tafeln und 20 Abbild.) von J. C. Hunsaker, Smithsonian Miscellaneous Collections Vol. 62 Nr. 5. Washington 1916.

Der Verfasser untersuchte mittels der Methode der kleinen Schwingungen die Stabilität eines Flugzeuges und zwar nicht nur die Längsstabilität, sondern auch die Seitenstabilität. Die dazu erforderlichen Flugzeugkonstanten wurden durch Modellversuche ermittelt nach einem Verfahren, das bereits in der englischen Versuchsanstalt in Teddington angewandt wurde (vergleiche den darauf bezüglichen Artikel Seite 18 dieser Zeitschrift). Die Untersuchung ist für verschiedene Anstellwinkel durchgeführt, so daß man daraus die Verhältnisse bei schnellem und langsamem Fluge (kleinem und großem Anstellwinkel) übersehen kann. Der Einfluß der Stellung des Höhensteuers bei den verschiedenen Fahrgeschwindigkeiten blieb unberücksichtigt, an dem Modell waren Steuer und Stabilisierungsflächen jeweils zu einer einzigen Fläche vereinigt. Zum Vergleich wurden noch 2 weitere Flugzeuge herangezogen, deren Konstanten teils vom Verfasser selbst bestimmt worden waren, teils aus dem Bericht der englischen Versuchsanstalt in Teddington entnommen waren. In einigen Tabellen sind die Hauptabmessungen, die Konstanten und die Stabilitätseigenschaften (Schwingungsdauer, Halbwertzeiten) für alle 3 Apparate übersichtlich zusammengestellt. Die ausführliche Darstellung der Versuche und der Rechnungen ist jedoch nur für ein Flugzeug durchgeführt, und durch zahlreiche Tabellen, Schaubilder und Photographien erläutert.

Von den Ergebnissen ist folgendes beachtenswert: Alle 3 Flugzeuge sind, abgesehen von der Gierbewegung bei 2 Flugzeugen, statisch stabil, doch zeigte sich in einigen Fällen eine dynamische Unstabilität, welche darin besteht, daß gewisse Schwingungen des Flugzeuges nicht allmählich abklingen, sondern immer größere Ausschläge annehmen. Es kommen hauptsächlich 4 Bewegungen in Betracht. 1. Die Längsschwingungen, die in der Symmetrieebene verlaufen (Längsstabilität). 2. Die Gierbewegung: Bei Unstabilität würde das Flugzeug die Neigung haben, anstatt geradeaus, in immer enger werdenden Kurven zu fahren. 3. Die Rollbewegung, sie besteht in Drehungen um die Längsachse. 4. Eine Kombination von sich gegenseitig beeinflussenden Roll- und Gierbewegungen. Bezüglich der Längsstabilität zeigten die beiden in Amerika unsersuchten Modelle bei großen Fluggeschwindigkeiten hinreichende Dämpfung, bei starker Fahrtverminderung, wie sie beim Landen vorkommt, ergaben sich jedoch zunehmende Schwingungsausschläge, also dynamische Unstabilität. Die Gierbewegung war unperiodisch, das heißt die Ausschläge gingen entweder ohne Pendelungen auf Null zurück, oder sie vergrößerten sich kontinuierlich. Das erste der beiden amerikanischen Flugzeuge war bezüglich dieser Bewegung bei hohen Geschwindigkeiten stabil, bei niedrigen unstabil, für das andere war gerade das Umgekehrte der Fall, das englische Flugzeug war bei der einzigen untersuchten Geschwindigkeit unstabil. Die Rollschwingungen waren für alle untersuchten Fälle aperiodisch gedämpft. Bezüglich der kombinierten Roll- und Gierschwingungen zeigte das zweite amerikanische Flugzeug Unstabilität bei kleiner Fahrgeschwindigkeit, in allen übrigen Fällen ergaben sich gedämpfte Schwingungen.

Bei dem bisherigen Mangel an quantitativen Untersuchungen über die Flugzeugstabilität ist die vorliegende Arbeit sehr zu begrüßen, und allen zu empfehlen, welche sich für diese auch praktisch wichtigen Fragen interessieren.

Betz.



Nachruf für Herrn Dr.-Ing. Eduard Heller †.

Der Tod hat von neuem aus dem Kreis der Deutschen Versuchsanstalt für Luftfahrt ein tiefschmerzliches Opfer gefordert.

Herr Dr.-Ing. Eduard Heller ist am 28. Oktober bei einem Fluge im Dienste unserer vaterländischen Aufgabe tödlich abgestürzt. Wir stehen erschüttert an der Bahre eines der Besten, die wir, die das Vaterland zu verlieren hatten; umso tiefer erschüttert, als gerade die glückliche Vollendung eines von ihm selbst begonnenen großen Werkes die Veranlassung zu diesem Todesfluge gegeben hatte.

Geboren 1883 in Nürnberg als Sohn des verstorbenen Arztes, Hofrat Dr. A. Heller, widmete er sich nach früh abgeschlossener humanistischer Bildung in seiner Vaterstadt dem Studium des Maschineningenieurwesens, das er schon mit 22 Jahren als Diplom - Ingenieur abschloß. Anschließend genügte er seiner einjährigen Dienstpflicht und arbeitete dann ein Jahr in einem Schweizer Eisenwerk und je ein Jahr als Konstrukteur bei zwei deutschen Maschinenfabriken. 1909 zog ihn seine wissenschaftliche Neigung wieder in den Bannkreis der Technischen Hochschule. In München, als Assistent seines früheren Lehrers, Professor Lynen, leistete er von diesem hochanerkannte Dienste, obwohl ihn in dieser Zeit ein körperliches Leiden vielfach hemmte, eine teilweise Lähmung, die ihm zeitweilig den Lebensmut zu benehmen drohte, die er aber mit großer Willenskraft allmählich vollständig überwand. Mit einer vortrefflichen Arbeit über die Formgebung von Steuernocken erwarb er in München 1912 den Grad des Dr.-Ingenieurs.

Im Frühjahr 1913 trat er in den Dienst der Deutschen Versuchsanstalt für Luftfahrt, wo die vorbereitenden Arbeiten und Versuche zur Schaffung einer neuartigen großen Versuchsanlage für aerodynamische Untersuchungen an Flugzeugen zu seiner Hauptaufgabe wurde. Mit hingebender Schaffenskraft und eindringlicher Klarheit hat er den Grund gelegt zu diesem Werke, das, durch den Ausbruch des Krieges unterbrochen, jetzt in der Hauptsache durch andere vollendet ist. Denn ihn selbst hatten Kriegsaufgaben zu einem weiteren, vielseitigeren Wirken berufen. In dieser vaterländischen Pflicht, zur Besichtigung jenes von ihm selbst begonnenen Werkes auf dem Luftwege entsandt, ereilte ihn auf dem Heimwege die Tücke des Fliegertodes, zugleich mit seinem Führer und Freunde, dem Hauptmann von Scanzoni.

Dr.-Ing. Eduard Heller †

Eine hervorragende Kraft hat das Vaterland mit ihm verloren. Wie hoch er in seinem letzten, militärischen Wirkungskreise geschätzt wurde, bezeugten die markigen Worte eines sturmerprobten Fliegeroffiziers an seinem Grabe. Alle, die ihn kannten, besonders dem Freundeskreise der Versuchsanstalt, war er viel mehr als ein tüchtiger Mitarbeiter. Er war ein Freund, stets voll herzenswarmer Teilnahme und tatkräftiger Hilfsbereitschaft, ein hingebender, klarer, aufrichtiger Charakter. Sein Andenken wird in der Versuchsanstalt stets in hohen Ehren bleiben.

Adlershof, November 1916.

Gedenkworte des Herrn Hauptmann Meyer am Grabe des Herrn Dr.-Ing. Eduard Heller.

Erschüttert stehen wir an Deiner Bahre, mein lieber Eduard Heller, um Abschied voneinander zu nehmen. Rasch ist an Dich der Tod herangetreten und hat Dich mit rauher Hand aus vielversprechender, zukunftsfroher Lebensbahn geschleudert. Jäh hat Dich das Ikaridenschicksal ereilt, das alle Menschenkinder umdreut, die sich vermessen, auf schwanken Fittichen der Sonne entgegenzueilen. Dein Scheiden bedeutet für die Fliegertruppe eine schwere Wunde.

Wenige Jahre, nachdem Du Dein Studium beendet hattest, ergriff Dich bis in die tiefsten Tiefen Deines Wesens das wundersame langgehütete Geheimnis des menschlichen Fluges. Kurz entschlossen stelltest Du Deine zähe, zielbewußte Energie in den Dienst der großen Sache. Zunächst nutztest Du unserem Flugwesen durch Deine treue Mitarbeit an flugwissenschaftlichen Versuchen und Untersuchungen, und als dann der bluterfüllte, gewaltige Völkerstreit hereinbrach, da halfst Du mit, das große Schöpfbecken füllen und ordnen, aus dem die Flieger der Front ihre Bestände ergänzen. Des Fliegers Leben hängt ab von der Güte der Baustoffe, aus denen das Flugzeug besteht und von der Sorgfalt der Herstellung und Bearbeitung dieser Baustoffe. Wenn wir hierin bedeutsame Fortschritte gemacht haben, so wissen wir, daß



dies zum großen Teil Dein Werk war, der Du unablässig bestrebt warst, die Sicherheit und Zuverlässigkeit des Flugzeugbaues zu heben und zu fördern, und ich bin überzeugt, daß Dir mancher die Erhaltung seines Lebens zu verdanken hat, wenn er sich auch dessen nicht bewußt ist. Von Erfolg zu Erfolg schrittest Du und mancherlei Zukunftspläne und Entwürfe bewegten noch Deinen Sinn, und nun ist alledem unerbittlich ein unerwartet Halt geboten worden. — Du, der Du stets mit bestem, eigenem Beispiel in schneidiger Weise dafür eingetreten bist, daß der Flug-Ingenieur nicht nur am Zeichentisch und in der Werkstatt tätig sein soll, sondern daß er auch hinaus ins freie, frische Luftmeer müsse, daß er selbst fliegen müsse, — Du hast nun Deinen letzten Flug getan.

Du, der Du, ach wie oft, zu Abstürzen gerufen wurdest, um aus den Trümmern die versteckte Ursache des Unglücks zu entschleiern, um Licht in das Dunkel zu bringen, damit neues Unheil verhütet wird — nun ist auch Dir ein jäher Absturz bereitet worden.

Du, der Du oft in langen und weiten Überlandflügen den Unbilden der Witterung und den Nücken und Tücken des Flugzeuges getrotzt hast, Du kamst zu Fall bei einem kleinen belanglosen Spazierfluge, der allerdings für Dich von größter Wichtigkeit deswegen war, weil er Dich zur Eröffnung eines flugwissenschaftlichen Institutes führte, dessen Gründung und Schöpfung nicht zum geringsten Teile Dein Werk war, und dessen Leitung Deiner Tüchtigkeit anvertraut werden sollte, wenn dereinst die Wogen des großen Völkerkampfes sich geglättet hätten.

Nur schwer und langsam wird sich die klaffende Wunde, die breite Lücke schließen, die Dein Tod verursacht. Wir wußten wer Du warst, Du warst ein Mann, ein gerader, ehrlicher Charakter, eine unbeugsame Energie, eine hohe technische Intelligenz.

Und wir wußten auch, was es bedeutete, wenn jemand wie Du unablässig tätig am sausenden Webstuhl unserer vielbeschäftigten Zeit ist, dabei Hervorragendes leistet und dennoch allerorts beliebt ist. Die Fliegertruppe, in deren Auftrag ich hier spreche, wird Deiner nicht vergessen und Dein Beispiel wacherhalten. — So trennen wir uns nun, mein lieber Eduard Heller. Möge Dir die Erde leicht werden!

Geschäftliche Mitteilungen der Wissenschaftlichen Gesellschaft für Luftfahrt

Telegrammadresse: Flugwissen — Geschäftsstelle: Berlin-Charlottenburg 4, Dahlmannstraße 34 (am Bahnhof Charlottenburg) — Fernsprecher: Amt Steinplatz Nr. 6001.

1. Vorstandssitzung:

Am 5. ds. Mts. fand um 10 Uhr vormittags eine auch von den Herren Behörden-Vertretern fast vollzählig besuchte Sitzung unseres Gesamtvorstandes im Beethovensaal des Hotel Adlon, Berlin, statt, über deren Beratungsergebnisse — soweit sie Fragen von allgemeinem Interesse behandeln — in einem gedruckten Rundschreiben mit beigefügtem Kassenbericht unseren Mitgliedern Kenntnis zu geben, beschlossen wurde.

Anläßlich dieser Sitzung gedachte der Herr 1. Vorsitzende neben den schmerzlichen Verlusten, die unsere Gesellschaft inmitten ihrer Mitglieder durch den Krieg erlitten hat, des kürzlich den Heldentod für sein Vaterland gestorbenen Hauptmanns Boelcke, um den, mit der ganzen Luftfahrt, die Wissenschaftliche Gesellschaft eine aufrichtige, große Trauer trägt. Den Eltern dieses unseres heldenhaften und erfolgreichsten Fliegers wurden namens der Gesellschaft in einem längeren Beileidschreiben diese Gefühle zum Ausdruck gebracht.

2. Leider haben wir auch wiederum in unseren Reihen den Tod eines hoffnungsvollen jungen Mitgliedes zu beklagen: Dr.-Ing. Eduard Heller, Abteilungsleiter der Deutschen Versuchsanstalt für Luftfahrt Adlershof, erlitt am 28. Oktober ds. Js. bei Versuchsflügen den tödlichen Absturz. Dr. Heller, der unserer Gesellschaft seit 1913 angehörte, und ihren Bestrebungen ein eifriger Mitarbeiter war, betätigte sich seit Kriegsbeginn als Ingenieur der Inspektion der Fliegertruppen, wo er sich um die Ausbildung der Technik nach dem ehrenden Anerkenntnis der Inspektion große Verdienste erworben hat.

Mit ihm erlitt der Führer des Flugzeugs, Hauptmann im Leibgarde-Regt. Nr. 115, kommandiert zur Fliegertruppe, Scanzoni von Lichtenfels, tödliche Verletzungen, derselbe junge und tatenfreudige Offizier, in dem wir einen der kühnen Vorkämpfer der Luftfahrt bewunderten, der schon im Jahre 1911 der Göttinger Vereinigung seine Flüge vorführte und sich im Kriege wie im Frieden gleich bewährt fand. Auch er ist am folgenden Tage seinen Verletzungen erlegen.

In der Geschichte unserer Gesellschaft sollen sie unvergessen sein.

3. Weitere Behördenvertretung in unserem Vorstand:

Der Große Generalstab der Armee hat angeordnet, daß die militärischen Interessen in unserer Gesellschaft durch den Herrn Kommandierenden General der Luftstreitkräfte wahrgenommen werden; in seiner Vertretung nahm bereits Major Siegert, an der vorerwähnten Sitzung unseres Gesamtvorstandes teil.

4. Auszeichnungen:

Unser Mitglied, Direktor L. Dürr, Friedrichshafen, wurde, wie aus Stuttgart gemeldet wird, vom Senat der dortigen Technischen Hochschule in Anerkennung seiner hervorragenden Verdienste auf dem Gebiete des Luftschiffbaus zum Dr.-Ing. h. c. ernannt;

dem Mitglied unserer Ärztekommission, Stabsarzt Dr. Koschel, zurzeit im Felde, wurde das Eiserne Kreuz 2. Kl. und das Ritterkreuz des Großherzogl. Badischen Ordens vom Zähringer Löwen mit Eichenlaub und Schwertern verliehen;

die erstere Auszeichnung wurde auch dem als Hauptmann d. L. zur Feldzeugmeisterei kommandierten Professor Dr. Lepsius zuteil;

ferner erhielt Professor Dr. Poeschel, Major d. L. und Kommandeur einer Feldluftschiffer-Abtlg. eines Reservekorps, außer den bereits gemeldeten Verleihungen des Eisernen Kreuzes 1. und 2. Klasse, die Schwerter zum Sächs. Albrechtsorden, Ritterkreuz 1. Klasse.

5. Weitere Mitteilungen aus unserem Mitgliederkreise:

Dr.-Ing. Bader, der sich Mitte Mai ds. Jhrs. das Eiserne Kreuz 2. Klasse erwarb, mußte nach zweimaligem Absturz seine Ausbildung zum Feldflieger aufgeben und erhielt am 4. Oktober die Ernennung zum Ingenieur beim Stabe des Kommandos der Inspektion der Fliegertruppen, Berlin.

Dr. phil. E. Everling, zurzeit wissenschaftlicher Mitarbeiter der Deutschen Versuchs-Anstalt für Luftfahrt Adlershof, hat als Privatdozent für Luftfahrt an der Kgl. Technischen Hochschule Charlottenburg habilitiert; Dr. Everling ist Ingenieur-Stellvertreter bei der Prüfanstalt und Werft der Fliegertruppen.

6. Neuaufnahme:

Gemäß § 5 unserer Satzungen wurde als Ordentliches Mitglied in die Gesellschaft aufgenommen:

Dipl.-Ing. Otto Steinitz, Betriebsleiter der Propellerfabrik Lorenzen, Berlin S 59, Hasenheide 47.

Die Geschäftsstelle.

Schriftleitung: Ansbert Vorreiter, Ingenieur, Berlin-Steglitz. — Druck von R. Oldenbourg in München.

Zeitschrift für Flugtechnik und Motorluftschiffahrt

Organ der Wissenschaftlichen Gesellschaft für Luftfahrt

HERAUSGEBER UND SCHRIFTLEITER:
Ingenieur ANSBERT VORREITER
öffentlich angestellter, beeidigter Sachverständiger für Luftfahrzeuge der Handelskammer Berlin und der Handelskammer Potsdam, Sitz Berlin
BERLIN-STEGLITZ, Sedanstraße 40/II.

LEITER DES WISSENSCHAFTLICHEN TEILS:
Dr. L. PRANDTL, Professor an der Universität Göttingen
und
Dr.-Ing. F. BENDEMANN, Professor, Direktor der Versuchsanstalt für Luftfahrt, Berlin-Adlershof

VERLAG VON R. OLDENBOURG IN MÜNCHEN UND BERLIN

Jahrgang VII. | 30. Dezember 1916. | Heft 23 u. 24.

Zeitschrift
für
Flugtechnik und Motorluftschiffahrt

Organ der Wissenschaftlichen Gesellschaft für Luftfahrt

HERAUSGEBER UND SCHRIFTLEITER: LEITER DES WISSENSCHAFTLICHEN TEILS:

Ingenieur ANSBERT VORREITER
öffentlich angestellter, beeidigter Sachverständiger für Luftfahrzeuge der Handelskammer Berlin und der Handelskammer Potsdam, Sitz Berlin
BERLIN-STEGLITZ, Sedanstraße 40/II.

Dr. L. PRANDTL und Dr.-Ing. F. BENDEMANN
Professor an der Universität Göttingen
Professor, Direktor der Versuchsanstalt für Luftfahrt, Berlin-Adlershof

VERLAG VON R. OLDENBOURG IN MÜNCHEN UND BERLIN

Jahrgang VII. **30. Dezember 1916.** **Heft 23 und 24.**

Die Zeitschrift erscheint am mittleren und letzten Sonnabend des Monats und kostet bei Bezug durch den Buchhandel, die Postämter oder die Verlagsanstalt innerhalb Deutschland und Österreich-Ungarn pro anno M. 12.—, pro Semester M. 6.—, im Ausland M. 15.— bei direktem Bezug durch den Verlag.
ANZEIGEN werden von der Verlagsbuchhandlung zum Preise von 15 Pf. für jeden mm Höhe bei 45 mm Spaltenbreite angenommen. Bei 6-, 9-, 12-, 18- und 24maliger Wiederholung wird ein steigender Rabatt gewährt — BEILAGEN, von denen zuvor ein Probe-Exemplar einzusenden ist, werden nach Vereinbarung beigefügt.
STELLENGESUCHE werden für Mitglieder der Wissenschaftlichen Gesellschaft für Flugtechnik mit 15 Pfg. für die Zeile berechnet.
Alle Zuschriften, welche die Expedition oder den Anzeigenteil des Blattes betreffen, sind zu adressieren: Verlagsbuchhandlung R. Oldenbourg, München.
Zuschriften für die Schriftleitung: Ing. Ansbert Vorreiter, Berlin-Steglitz, Sedanstr. 40/II. Fernsprechamt Steglitz 1779, Telegr.-Adresse: »Vorreiter Berlin-Steglitz«.

INHALT:

Das räumliche Fachwerk der Doppeldecker und der Einfluß von Seildehnungen auf die Kräfte.

Von Dipl.-Ing. **Karl Balaban.**

(Forts. aus Heft 21/22.)

Ist P ein Zug und e_1 der Abstand der gezogenen Faser von der Nullinie, so ergibt das +Zeichen die größte Zugspannung in kg/cm²; sinngemäß für Druckbeanspruchungen.

Für gutes Fichtenholz wird man für diese Beanspruchungen zulassen können: Auf Zug

$$k_z = 750 \text{ kg/cm}^2$$

und für Druck

$$k_d = 250 \text{ kg/cm}^2,$$

das sind gute Durchschnittswerte, die im besonderen Falle leicht durch einen Zug- und Druckversuch richtiggestellt werden können.

Eine weitere Folge der Exzentrizität ist die Vergrößerung der Stützenmomente. Die Axialkraft erzeugt ein Moment, das bestrebt ist, die bereits vorhandene Durchbiegung zu vergrößern, falls es sich um eine Druckkraft handelt, während eine Zugkraft die Durchbiegung verkleinert, weil sie den Träger strecken will. Durch die Zugkraft kommen also keine schädlichen zusätzlichen Momente in das System; dagegen ergibt das Moment der Knicklast, das so zu nennende Knickmoment eine Vergrößerung der Stützenmomente, die mitunter recht bedeutend sein kann. Der Ausdruck

$$P_K = \frac{\pi^2 E J}{l^2}$$

enthält l in der zweiten Potenz; das Moment dieser Knicklast P_K ist, wenn man mit δ die Durchbiegung in cm bezeichnet, gegeben durch

$$M_K = P_K \delta.$$

Der Verlauf des Momentes erfolgt nach einer Parabel, deren Scheitel in der Mitte der Spannweite liegt und die oben angeschriebene Größe M hat; dabei ist für δ der Wert einzusetzen, welcher der Durchbiegung in der Mitte entspricht. Die weitere Rechnung ist dann wieder ganz einfach: Da der Momentenverlauf eine Parabelfläche darstellt, kann man sich diesen dadurch entstanden denken, daß eine gleichförmig verteilte Last über den ganzen Träger verteilt, die allerdings über jeder Öffnung anders sich ergeben wird. Es muß, wenn man mit k diese gleichförmig verteilte Last in kg/cm bezeichnet, sein

$$\frac{k l^2}{8} = \delta P_K,$$

woraus man

$$k = 8 \frac{\delta P_K}{l^2} \quad \ldots \ldots \ldots \quad (6)$$

findet; dieser Wert ist nun in die Clapeyronschen Gleichungen einzusetzen und damit die Stützenmomente zu berechnen.

Die Querschnitte sind dann in den Knoten nicht nur durch das zuerst berechnete Stützenmoment auf Biegung beansprucht, sondern durch die Summe aus dem dort errechneten und dem von den Knickmomenten hervorgerufenen. Ob diese Vergrößerung der Stützenmomente nachzurechnen ist, ergibt sich von Fall zu Fall. Sind die Stützenmomente klein und das zulässige Biegungsmoment für den Querschnitt groß dagegen, so wird man in der Regel die weitere Nachrechnung sich ersparen können. Übrigens ergibt dies schon nach einiger Zeit das Gefühl, ob und wieweit die genaue Berechnung durchzuführen ist.

Diese Art der Berechnung liefert schon recht genaue Werte; mit Bruchproben stimmen sie allerdings auch noch nicht ganz überein, da man die tragende Wirkung der Stoffbespannung, sowie der Formspieren bis jetzt nicht in Rechnung setzen kann.

Damit sind die tragenden Teile berechnet. Für die fallenden Diagonalen genügt zur Berechnung entweder das abwärts wirkende Tragflächengewicht oder, wenn man auch den Abtrieb berücksichtigen will, etwa 40 v. H. des Auftriebes als Belastung von oben angenommen; die Knotenpunktslasten sind dann natürlich auch nur 40 v. H. derjenigen, die der Auftrieb liefert. Die Stabspannungen können daraus leicht gefunden werden.

Außer den gekreuzten Diagonalen in den vertikalen Fachwerken der Vorder- bzw. Hinterholmebene, deren Berechnung ja durchgeführt ist, kommen noch die Drähte oder Seile der sog. Windverspannung in Frage. Theoretisch tragen diese Seile normalerweise nicht, sondern dienen in erster Linie nur dazu, den Anstellwinkel der Tragflächen verändern zu können. Wenn aber irgendeines der Seile in den Hauptverspannungsebenen reißt, so muß die betreffende Knotenpunktslast vom Windverspannungsseil aufgenommen werden und darauf hin sind sie auch zu rechnen. Die Berechnung selbst besteht in einer einfachen Kräftezerlegung der Knotenpunktslast nach dem Stiel und der Diagonale der Windverspannung und ist so einfach, daß sie hier für das Beispiel gar nicht erst durchgeführt werden soll.

Dagegen soll der Einfluß der Knickmomente noch untersucht werden für das teilweise schon gerechnete Beispiel. Die Durchbiegung in der Mitte der Spannweite setzt sich zusammen aus gewissen Beträgen, die sowohl von der gleichmäßig verteilten Belastung als auch von den Stützenmomenten herrühren. Bekanntlich läßt sich nun die Durchbiegung auch zeichnerisch ermitteln, weil ja die elastische Linie dadurch gefunden werden kann, daß man die Momentenfläche als Belastungsfläche auffaßt und dazu ein Seilpolygon zeichnet, das bereits die Tangenten an die elastische Linie darstellt; so könnte man den ganzen Verlauf der Durchbiegungen finden. Für die Berechnung der Knickmomente genügt es aber, den Biegungspfeil in der Mitte der Feldweite zu kennen und dieser Wert kann auch leicht rechnerisch bestimmt werden. In Fig. 10 a bis c sind die Momentenflächen gezeichnet, immer unter der Voraussetzung, daß nur eines der Felder belastet, die anderen aber unbelastet seien. Man rechnet mit Hilfe der Clapeyronschen Gleichung das Stützenmoment M_5

$$2\,M_5\,(l_3 + l_4) = -\frac{1}{4}\,q_3\,l_3^3,$$

also

$$M_5 = -\frac{1}{8}\,\frac{q_3\,l_3^3}{l_3 + l_4} \quad \ldots \quad (7)$$

Genau so für Fig. 10b

$$M_5' = -\frac{1}{8}\,\frac{q_4\,l_4^3}{l_3 + l_4} \quad \ldots \quad (8)$$

und für den Fall, daß der auskragende Teil allein belastet ist,

$$2\,M_5''\,(l_3 + l_4) + M_6''\,l_4 = 0.$$

Nun ist aber

$$M_6'' = -\frac{q_5\,l_5^2}{2}$$

und daher

$$M_5'' = \frac{q_5\,l_5^2\,l_4}{4\,(l_3 + l_4)} \quad \ldots \quad (9)$$

Diese Werte für M_5, M_5' und M_5'' lassen sich also berechnen, über den Stützen auftragen und dann die Momente M_{III} und M_{IV} in der Mitte jeder Öffnung abmessen. Für den oberen Hinterholm des gerechneten Beispieles findet man

$$M_5 = -\frac{1}{8}\,\frac{156 \cdot 2^3}{2 + 2{,}5} = -34{,}7 \text{ mkg},$$

da $q = 156$ kg/cm beträgt

$$M_5' = -\frac{1}{8}\,\frac{156 \cdot 2{,}5^3}{2 + 2{,}5} = -67{,}7 \;\text{»}$$

$$M_5'' = \frac{156 \cdot 1 \cdot 2{,}5}{4\,(2 + 2{,}5)} = +21{,}7 \;\text{»}$$

addiert M_5, M_5' und M_5'', so muß sich der seinerzeit berechnete Wert für $M_5 = -80{,}7$ ergeben, was auch tatsächlich stimmt.

Trägt man nun diese Werte maßstabrichtig auf, wie es in Fig. 10a bis c geschehen ist, so ergeben sich in der Mitte der Spannweiten die Momente

$$(M_{III}) = -17{,}35 \text{ mkg}$$
$$M_{IV} = -17{,}35 \;\text{»}$$
$$M_{III}' = -33{,}80 \;\text{»}$$
$$(M_{IV}') = -33{,}80 \;\text{»}$$
$$M_{III}'' = +10{,}80 \;\text{»}$$
$$M_{IV}'' = -27{,}50 \;\text{»}$$

Die Durchbiegung in der Entfernung $\frac{l_1}{2}$ bei Belastung der ersten Öffnung allein ergibt sich nach den Sätzen der Festigkeitslehre zu

$$\delta = \frac{5\,Q\,l^3}{384\,E\,J} - \frac{M\,l^2}{8\,E\,J},$$

dabei ist alles in cm bzw. kg/cm und kg/cm einzusetzen, um δ in cm zu erhalten. Man erhält also bei Belastung der ersten Öffnung in der Mitte des ersten Feldes

$$\delta_3' = \frac{5 \cdot 312 \cdot 200^3}{384 \cdot 10^5 \cdot 116} - \frac{1735 \cdot 200^2}{8 \cdot 10^5 \cdot 116} = 2{,}054 \text{ cm},$$

in der Mitte des zweiten Feldes

$$\delta_4' = -\frac{1735 \cdot 200^2}{8 \cdot 10^5 \cdot 60} = -2{,}077 \text{ cm},$$

da für das zweite Feld nur das Moment, aber keine Belastung maßgebend ist.

Wenn nun das zweite Feld belastet wird, findet man die Durchbiegung in der Mitte des ersten Feldes

$$\delta_3'' = -\frac{3380 \cdot 200^2}{8 \cdot 10^5 \cdot 116} = -1{,}460 \text{ cm}.$$

Mitte des zweiten Feldes

$$\delta_4'' = -\frac{5 \cdot 390 \cdot 250^3}{384 \cdot 10^5 \cdot 60} - \frac{3380 \cdot 250^2}{8 \cdot 10^5 \cdot 60} = 8{,}823 \text{ cm}$$

und endlich bei Belastung des Kragträgers

$$\delta_3''' = \frac{1080 \cdot 250^2}{8 \cdot 10^5 \cdot 116} = 0{,}728 \text{ cm}$$

$$\delta_4''' = -\frac{2750 \cdot 200^2}{8 \cdot 10^5 \cdot 60} = -2{,}290 \;\text{»}$$

daher ist die Gesamtdurchbiegung im ersten Feld in dessen Mitte

$$\delta_3 = \delta_3' + \delta_3'' + \delta_3'''$$
$$\delta_3 = 1{,}322 \text{ cm}$$

und in der Mitte des zweiten Feldes

$$\delta_4 = \delta_4' + \delta_4'' + \delta_4'''$$
$$\delta_4 = 4{,}456 \text{ cm},$$

alles bei der fünffachen statischen Last, also wäre bei normaler Beanspruchung die Durchbiegung:

$$\delta_3 = 0{,}267 \text{ cm}$$
$$\delta_4 = 0{,}891 \text{ cm}.$$

Da ferner die Axialkraft im ersten Feld nach dem Cremonaplan sich zu $P_4 = 2670$ kg ergeben hat, ist das Moment der Knicklast gegeben durch

$$M_{K_3} = P\delta_3 = 2670 \cdot 1{,}322 = 3529{,}75 \text{ cm/kg}$$

und für das zweite Feld mit

$$M_{K_4} = P\delta_4 = 990 \cdot 4{,}456 = 4411{,}44 \text{ cm/kg.}$$

Diesen Knickmomenten entspräche eine gleichförmig verteilte Last mit dem gleichen maximalen Biegungsmoment, also wenn k diese Belastung pro m darstellt:

$$\frac{k\, l_3^2}{8} = P_1 \delta_1$$

und für das zweite Feld

$$\frac{k'\, l_4^2}{8} = P_2 \delta_2,$$

woraus man

$$k = 45{,}2 \text{ kg/m}$$

und

$$k' = 88{,}24 \text{ kg/m}$$

rechnen kann.

Mit diesen Werten ist daher das Stützmoment M' infolge des Knickmomentes zu rechnen aus

$$2\, M_5' (l_3 + l_4) = -\frac{1}{4} (k\, l_3^3 + k'\, l_4^3),$$

da ja M_1' und M_2' (herrührend von den Knickmomenten!) Null sind; es wird in unserem Beispiel

$$M_5' = -\frac{1}{8} \frac{k\, l_3^3 + k'\, l_4^3}{l_3 + l_4} = -\frac{1}{8} \frac{45{,}2 \cdot 2^3 + 88{,}24 \cdot 2{,}5^3}{2 + 2{,}5}$$

$$M_5' = -87 \text{ mkg,}$$

so daß über der zweiten Stütze ein resultierendes Moment von

$$M_r = (M_5) + M_5'$$

wirkt, wenn (M_5') der Wert ist, den der Auftrieb als Stützenmoment ergeben hat, was für das gerechnete Beispiel

$$M_r = -80{,}7 - 87 = -167{,}7 \text{ mkg}$$

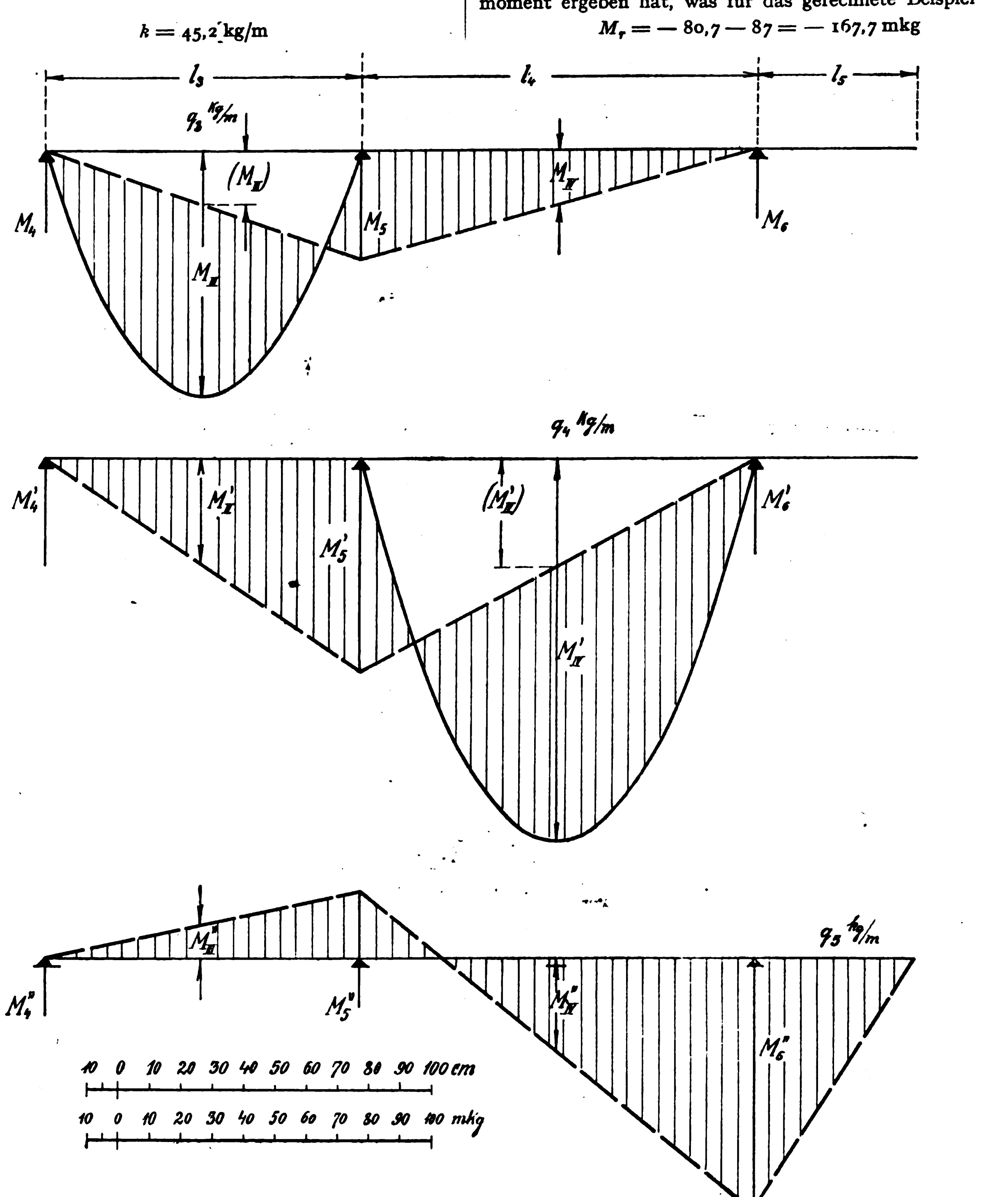


Fig. 10a, b und c.

ergibt und dieses Moment muß dann auch das Widerstandsmoment des Querschnittes aufnehmen können, also muß sein

$$W k_b = M_r,$$

wobei man etwa

$$k_b = 600 \text{ kg/cm}^2$$

für gutes Fichtenholz setzen kann. Der Querschnitt nach Fig. 9a, der im Knotenpunkt nicht ausgefräst ist, hat ein Widerstandsmoment von

$$W = \frac{4 \cdot 7^2}{6} = 32{,}66 \text{ cm}^3$$

und hält daher

$$M = 32{,}66 \cdot 600 = 19596 \text{ cm/kg}$$

aus, so daß die Beanspruchung infolge von M_r nur

$$k_b = \frac{16770}{32{,}66} = 513 \text{ kg/cm}^2$$

beträgt. Allerdings steigt die Biegungsfestigkeit guter Fichte bis zu 800 kg/cm², doch wird man gut tun, mit dem oben angegebenen Werte zu rechnen, da man ja bei Holz mit einer Menge von Einflüssen, »Mängeln«, rechnen muß, die sich jeder Berechnung entziehen.

Jedenfalls sieht man aus dem obigen Beispiel, daß der Einfluß des Knickmomentes bei größeren Spannweiten recht bedeutend werden kann und dann auch nicht mehr vernachlässigt werden darf, wenn die Biegungsbeanspruchung in den Knoten das zulässige Maß nicht überschreiten soll.

(Schluß folgt.)

Französische und englische Militär-Flugzeuge.

Mit Abbildungen und Zeichnungen. (Tafel I und II.)

Von **Ansbert Vorreiter.**

I. Allgemeines.

Der gegenwärtige Krieg hat das Flugwesen zu einer kaum geahnten Entwicklung gebracht. Allerdings zunächst nur ausschließlich für militärische Zwecke. Aber auch schon vor dem Kriege war das Flugwesen wie die Luftschiffahrt sozusagen ein militärisches Monopol, da die Luftfahrzeuge für Verkehrszwecke des Friedens noch nicht genügend durchgebildet waren. Dagegen waren bei Kriegsbeginn die Flugzeuge auch für viele militärische Zwecke bereits brauchbar, es hafteten ihnen doch noch viele bedeutende Mängel an. Einer der größten Mängel lag jedoch nicht am Flugzeug selbst, sondern an der Organisation der Herstellung. Dieser Mangel trat namentlich bei den Franzosen und Engländern sehr stark in Erscheinung. Die Fabrikationsorganisation war derart zersplittert, daß es mehr verschiedene Flugzeugtypen gab (die militärische Anwendung fanden), als Werkstätten für die Fabrikation bei Kriegsbeginn vorhanden waren. Hierin hat sich erst in letzter Zeit ein Wandel vollzogen. Wie nachteilig die vielen verschiedenen Konstruktionen der Flugzeuge für deren praktische Anwendung sind, ist leicht einzusehen. Es leidet darunter nicht nur die Ausbildung der Führer, Beobachter und des Bedienungspersonals, sondern vor allem ist die Instandhaltung der Flugzeuge und Reparatur derselben sehr schwierig infolge der vielen Arten von Ersatzteilen, die auf Lager gehalten und nachgeliefert werden müssen. Stark voneinander abweichende Flugkonstruktionen erschweren auch einen Übergang von Führern und Monteuren zu anderen Typen, es ist eine neue Ausbildung erforderlich.

Ein anderer zum großen Teil noch bestehender Nachteil im französischen und englischen Flugwesen ist der, daß in Frankreich und England die Massen- resp. Serienfabrikation der Flugzeuge nicht richtig durchgebildet wurde, eine Ausnahme machen nur die Fabrikanten mehrerer Motortypen wie z. B. Gnôme »le Rhône«, Renault. Wir in Deutschland hatten dagegen schon vor dem Kriege fast den Einheits-(Standard-)Typ des Militärflugzeugs erreicht, indem bei Kriegsbeginn im wesentlichen die bekannte Eindeckertype »Taube« als Militärflugzeug in Anwendung war. Bald zeigte sich jedoch die Überlegenheit des Doppeldeckers, und es wurde der zuerst von den Albatros-Werken gebaute zweisitzige Doppeldecker mit vorngelagertem, von einem Sechszylinder-Standmotor angetriebene Propeller als Normaltyp eingeführt. Die anderen deutschen Fabriken bauten dann einen im Prinzip gleich konstruierten Doppeldecker, so daß Führern und Beobachtern der Übergang von einem Flugzeug, beispielsweise Fabrikat Albatros zu einem anderen, z. B. Rumpler oder L.V.G., ohne besondere Schwierigkeiten bzw. Umlernen möglich war.

In Frankreich herrschte bis vor kurzem die größte Mannigfaltigkeit in der Konstruktion der Flugzeuge. Nur bei den Eindeckern bestand insofern fast Einheitlichkeit, als der Propeller vorn gelagert war und von einem Umlaufmotor angetrieben wurde. Die Doppeldecker jedoch für den gleichen Verwendungszweck wurden von den verschiedenen Fabriken und selbst von der gleichen Firma mit vorn und hinten gelagertem Propeller gebaut, mit Umlaufmotoren und Standmotoren. Die beiden Firmen Farman und ebenso Voisin bauten Doppeldecker mit hinter den Tragflächen gelagertem Propeller mit Umlaufmotor und Standmotor, Breguet und einige andere Firmen bauten einen Doppeldecker mit vorn gelagertem Propeller und Standmotoren. Aber auch zwischen den Standmotoren besteht in Frankreich eine große Verschiedenheit in der Anordnung der Hauptorgane und Ausführung derselben. Es kommen Sternmotoren, Reihenmotoren und Doppelreihenmotoren (V-förmig) zur Anwendung. Caudron und andere Firmen bauen beide Typen von Doppeldeckern, also sowohl mit vorn als auch hinten gelagertem Propeller. Zu diesen vielen verschiedenen Doppeldeckertypen kommen noch die vielen französischen Eindeckertypen, die in ihrer Bauart auch weit mehr abweichen als dies bei unserer alten Taubentype der Fall war.

Jetzt verschwindet auch in Frankreich der Eindecker, womit jedoch nicht gesagt ist, daß damit dieser Flugzeugtyp endgültig für alle Zeiten beseitigt und vom Doppeldecker geschlagen ist.

Bei uns vollzog sich bald nach Kriegsbeginn die Entwicklung und allgemeine Einführung eines Doppeldeckertyps mit vornliegendem Propeller, der von einem Standmotor mit sechs in Reihe angeordneten Zylindern angetrieben wird. Diese Bauart (jedoch mit anderem Motortyp) scheint jetzt in allen Ländern der Normaltyp zu werden, und ein einsitziges Flugzeug dieser Art, bei den Franzosen mit Umlaufmotor, bei den Engländern mit Standmotor der Bauart Renault ist jetzt auch bei unseren Feinden der weitaus verbreitetste Flugzeugtyp. Dies geht schon aus den Berichten unserer Heeresleitung über die abgeschossenen und in unsere Hände gefallenen feindlichen Flugzeuge hervor. Nach den letzten Berichten sind von französischen Flugzeugen am meisten Nieuport-Doppeldecker erobert worden. Wie der nachstehende Auszug aus dem Bericht vom August zeigt, sind von 20 eroberten französischen Flugzeugen 8 Nieuport-, 7 Caudron- und 4 Farman-Doppeldecker. Eindecker kommen in dieser Aufstellung überhaupt nicht mehr vor, wohl dagegen noch bei den Engländern, aber auch nur einer (Morane) unter 28 eroberten Flugzeugen. Die Anzahl der verschiedenen Typen ist bei den Engländern überhaupt viel größer, sie sind also von der Vereinheitlichung im Flugwesen noch weit entfernt. In den vorhergehenden Monaten sind aber den Engländern und auch den Franzosen noch mehrere Eindecker abgenommen worden. Daraus geht hervor, daß auch bei unseren heutigen Feinden der Eindecker allmählich verschwindet und ferner, daß auch die Franzosen bestrebt sind, die Flugzeugtypen zu reduzieren, in letzter Zeit auch die Engländer. Bei den Franzosen ist der Nieuport-Doppeldecker (oder besser als 1½-Decker bezeichnet), bei den Engländern der B.E.-Doppeldecker die verbreitetste Flugzeugtype.

Französische Flugzeuge.

1. Nieuport, Doppeldecker, Nr. 1182.
2. Caudron, Doppeldecker, zwei Le Rhône-Motoren. (Geschwader C. 30.)
3. Nieuport, Doppeldecker (Escadrille 26).
4. Caudron, Doppeldecker, zwei Motoren (Escadrille C. 11).

Zeitschrift für 1

5. Nieuport, Doppe
6. Caudron, Doppel
7. Nieuport, Dopp
8. Caudron, Doppe
9. Nieuport, Dopp
10. Voisin, Doppeld
11. Farman, Doppe
12. Nieuport, Dop
13. Caudron, Dopp
14. Nieuport, Dop
15. Nieuport, Dop
16. Farman, Dopp
17. Caudron, Dop
18. Caudron, Dop
19. Farman, Dop
20. Farman, Dop

1. Caudron, Do
2. B.E., Doppeld
3. B.E., Doppeld
4. B.E., Doppeld
5. F.E., Doppeld
6. B.E., Doppeld
7. Vickers, Do
8. Avro, Doppe
9. Vickers, Do
10. B.E., Doppel
11. Bristol, Do
12. Morane, Ei
13. B.E., Doppe
14. Bristol, Do
15. B.E., Doppe
16. B.E., Doppe
17. Macfarlan
18. F.E., Dopp
19. Vickers, I
423/6979
20. Vickers,
21. F.E., Dopp
22. Sopwith,
23. Bristol,
24. Morane-
25. Morane,
26. Bristol,
27. Martins
28. Martins

Diese be
den sog. Ja
Krieges nach
typen von
zeuge, 2. A
oder Jagdfl

1. Als
sitzige Dop
dem Führe
heute mei
Offizier ist

Die A
lich länge
und Rück
Aktionsra
stoffe sin
ausreiche
spricht.
gutes S
zeuge h
per Stu
in eine
haben
leisten.

U
werden
ausgen
nicht

5. Nieuport, Doppeldecker, Nr. 1324.
6. Caudron, Doppeldecker, Nr. 1526, zwei Le Rhône-Motoren.
7. Nieuport, Doppeldecker.
8. Caudron, Doppeldecker, Nr. 1392 (Escadrille 64).
9. Nieuport, Doppeldecker, Nr. 1355 (Escadrille 38).
10. Voisin, Doppeldecker.
11. Farman, Doppeldecker, Nr. 1898.
12. Nieuport, Doppeldecker, Nr. 1392.
13. Caudron, Doppeldecker, Nr. 2149, zwei Le Rhône-Motoren.
14. Nieuport, Doppeldecker, Nr. 1333.
15. Nieuport, Doppeldecker, Nr. 1282.
16. Farman, Doppeldecker, Nr. 1899.
17. Caudron, Doppeldecker, Nr. 2236.
18. Caudron, Doppeldecker, Nr. C 1527 2 16.
19. Farman, Doppeldecker, Nr. 2118.
20. Farman, Doppeldecker, Nr. 3002.

Englische Flugzeuge.

1. Caudron, Doppeldecker, Nr. 2235.
2. B.E., Doppeldecker, Nr. 4146.
3. B.E., Doppeldecker, Nr. 2763.
4. B.E., Doppeldecker, Nr. 2648.
5. F.E., Doppeldecker, Nr. 6365.
6. B.E., Doppeldecker, Nr. 7338.
7. Vickers, Doppeldecker, Nr. 7, Motor: W.D. 1350.
8. Avro, Doppeldecker, Nr. 2640.
9. Vickers, Doppeldecker, Nr. 6357.
10. B.E., Doppeldecker, Nr. 949.
11. Bristol, Doppeldecker, Nr. 5746.
12. Morane, Eindecker, Nr. 833 A 175.
13. B.E., Doppeldecker, Nr. 4073.
14. Bristol, Doppeldecker (70. Squadron).
15. B.E., Doppeldecker, Nr. 5765.
16. B.E., Doppeldecker, Nr. 2192.
17. Macfarlande, Nr. 7301.
18. F.E., Doppeldecker, Nr. 6952.
19. Vickers, Doppeldecker, Nr. 6949, Motor: A. J.D.W. 423/6979.
20. Vickers, Doppeldecker, Nr. 6011.
21. F.E., Doppeldecker, Nr. 5223.
22. Sopwith, Doppeldecker, Nr. 9653.
23. Bristol, Doppeldecker, Nr. 7333.
24. Morane-Saulnier, Doppeldecker.
25. Morane, Eindecker.
26. Bristol, Doppeldecker, Nr. 2100.
27. Martinsyde, Doppeldecker, Nr. 7471.
28. Martinsyde, Doppeldecker, Nr. 4704.

Diese beiden Flugzeugtypen (Nieuport, B.-E.) gehören zu den sog. Jagdflugzeugen. Es haben sich im Verlauf dieses Krieges nach dem Verwendungszweck vier verschiedene Haupttypen von Flugzeugen herausgebildet: 1. Aufklärungsflugzeuge, 2. Artillerie-Beobachtungsflugzeuge, 3. Kampfflugzeuge oder Jagdflugzeuge, 4. Großkampfflugzeuge.

1. Als Aufklärungsflugzeug werden heut meist zweisitzige Doppeldecker benutzt. Jedes Flugzeug ist also mit dem Führer und einem Beobachter bemannt. Der Führer ist heute meistens Unteroffizier, während der Beobachter ein Offizier ist, der für seine Tätigkeit besonders ausgebildet wurde.

Die Aufklärungsflugzeuge haben bei jedem Flug gewöhnlich längere Strecken zurückzulegen, oft 300 bis 500 km (Hin- und Rückflug). Daher müssen diese Flugzeuge einen großen Aktionsradius haben, und die Behälter für die Motorbetriebsstoffe sind so groß bemessen, daß sie für 4 bis 6 Flugstunden ausreichen, was einer Flugstrecke von 600 bis 800 km entspricht. Diese Flugzeuge müssen auch schnell sein und ein gutes Steigvermögen haben. Die heutigen Aufklärungsflugzeuge haben eine Fluggeschwindigkeit von 150 bis 180 km per Stunde und ein solches Steigvermögen, daß 3000 m Höhe in einer halben Stunde erreicht werden. Dementsprechend haben diese Flugzeuge auch starke Motoren, die 140 bis 240 PS leisten.

Um sich feindlicher Fliegerangriffe erwehren zu können, werden die Aufklärungsflugzeuge häufig mit Maschinengewehren ausgerüstet. Das Bekämpfen feindlicher Flugzeuge ist aber nicht der Zweck der Aufklärungsflugzeuge.

2. Die Artillerie-Beobachtungsflugzeuge haben insofern mit den Aufklärern eine ähnliche Tätigkeit, als auch sie nicht für den Kampf besonders gebaut und ausgerüstet sind. Diese Flugzeuge dienen vielmehr dazu, die Schußwirkung der eigenen Artillerie zu beobachten bzw. das Feuer derselben zu leiten.

Auch diese Flugzeuge sind gewöhnlich zweisitzige Doppeldecker, jedoch von geringerer Leistung. Der Aktionsradius ist wesentlich kleiner, denn es sind weit kürzere Strecken zu befliegen. Es genügt daher ein kleinerer Betriebsstofftank (für 2 bis 3 Stunden); da das Gesamtgewicht geringer ist, können die Motoren auch schwächer sein. Der Standort dieser Flugzeuge ist gleich hinter der Front bei den Artilleriestellungen. Diese Flugzeuge fliegen auch meist über der Front, haben also nicht weit in das feindliche Gebiet hineinzugehen. Natürlich werden auch diese Flugzeuge von der feindlichen Artillerie beschossen; sie müssen daher auch schnell sein und ein gutes Steigvermögen besitzen, um sich dem feindlichen Feuer entziehen zu können. Auch werden die Artillerie-Beobachtungsflugzeuge von feindlichen Fliegern angegriffen und um sie davor zu schützen, läßt man vielfach Kampfflugzeuge gleichzeitig mit den Beobachtungsflugzeugen aufsteigen, die ihnen die feindlichen Flieger vom Leibe halten. Der Beobachter kann natürlich nicht gleichzeitig beobachten und signalisieren bzw. das Feuer der eigenen Artillerie leiten und gegen feindliche Flieger kämpfen. Auf alle Fälle gibt man aber diesen Flugzeugen Waffen mit (Muskete, Karabiner, Pistole).

3. Die Kampfflugzeuge dienen (besonders in der Type der Jagdflugzeuge) der Bekämpfung feindlicher Flugzeuge und ferner der Störung feindlicher Anlagen wie Geschützstellungen, Munitionslagern, Bahnhöfen, Bahntransporten, Brücken, Forts, Hafenanlagen, Schiffen, Depots, Munitions- und anderen Fabriken des Feindes, Militärlagern, Truppensammlungen usw. Die Bekämpfung der feindlichen Flieger erfolgt mit Maschinengewehren. Die Bekämpfung der vorgenannten Objekte auf der Erde mittelst Bomben. Lebende Ziele können auch aus der Luft mit dem Maschinengewehr bekämpft werden. Demgemäß kann man zwei Arten von Kampfflugzeugen unterscheiden. Die ersteren, die zur Bekämpfung feindlicher Flugzeuge dienen, nennt man Jagdflugzeuge oder Flugzeugjäger. Sie sind einsitzig und haben gewöhnlich ein festeingebautes Maschinengewehr. Diese Jagdflugzeuge scheinen zurzeit auf seiten unserer Feinde die verbreitetste Flugzeugart zu sein. Andere Kampfflieger, die Bombenwerfer, dienen zur Bekämpfung des Feindes auf der Erde mittelst Bomben und Pfeilen. Häufig sind beide Arten Kampfflugzeuge in einem Flugzeug vereinigt. Es handelt sich dann um starke Flugzeuge, die wie die Beobachterflugzeuge mit starken Motoren ausgerüstet sein müssen, um eine große Nutzlast an Munition, namentlich Bomben, mitschleppen zu können und den Angriff auch weit in feindliches Gebiet tragen zu können. Dementsprechend muß dann auch ein großer Vorrat an Betriebsstoffen mitgenommen werden. Diese Flugzeuge, die für beide Arten des Luftkampfes eingerichtet sind, und die speziellen Bombenwerfer sind zweisitzige Doppeldecker. Also auch hier besorgt der Führer nur die Führung des Flugzeuges, während sein Begleiter die Waffen bedient.

Der Flugzeugjäger, der wehrt sich nicht nur, der greift an. Das ist seine Hauptaufgabe. Hierzu gehören schnelle und leichte, wendige Flugzeuge. Die Flugzeugjäger sind gewöhnlich einsitzige Eindecker oder Doppeldecker von verhältnismäßig leichter Bauart mit schwächeren Motoren als die vorgenannten, weil ja die Last, die durch die Luft zu befördern ist, eine viel geringere ist. Im Verhältnis zum Gewicht der Flugzeuge ist aber auch hier die Motorleistung bedeutend, denn 100 bis 160 PS für ein Flugzeug, das weniger als die Hälfte eines Flugzeuges für Aufklärungszwecke oder Bombenwurf wiegt, ermöglicht eine noch größere Geschwindigkeit als diese schweren Flugzeuge entwickeln. (Die Nieuport-Einsitzer sind meist mit dem 80 PS-Le-Rhône-Motor ausgerüstet, der an der Bremse ca. 100 PS leistet.) Die Flugzeugjäger sind daher die schnellsten Flugzeuge und sie haben auch die größte Steigfähigkeit. Diese einsitzigen Flugzeuge sind gewöhnlich mit einem fest eingebauten Maschinengewehr ausgerüstet. Der Führer zielt also sozusagen mit dem ganzen Flugzeug, er fliegt auf den Gegner zu und beschießt ihn dabei. Es gibt

Französische Eindecker.

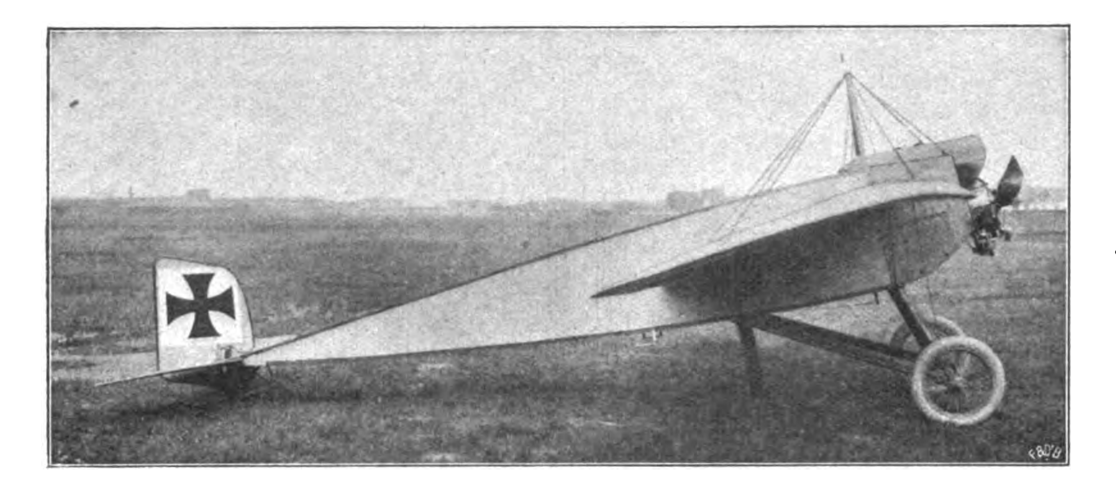


Fig. 1.

„Morane"-Eindecker.

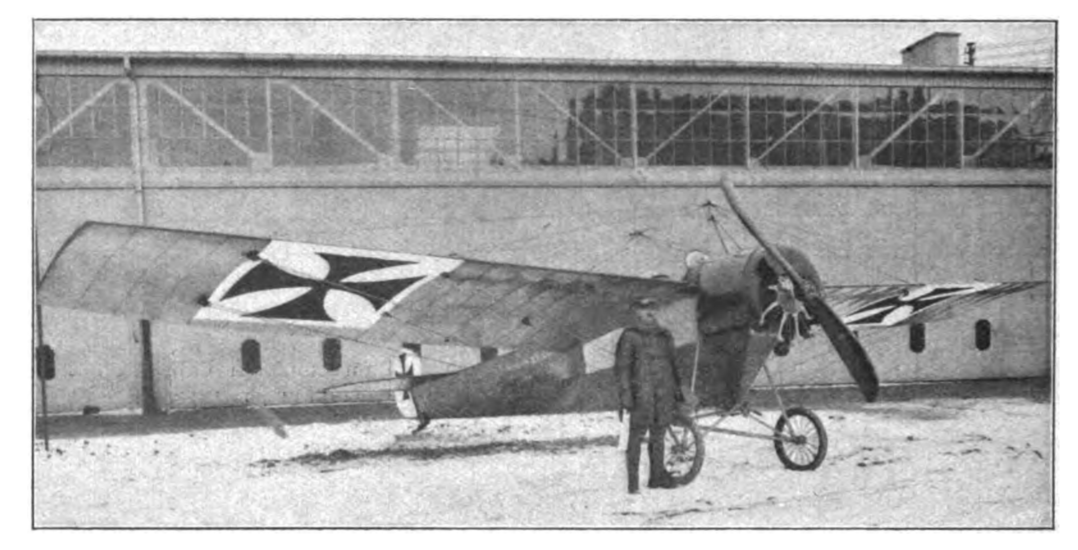


Fig. 2.

„Rep"-Eindecker.
(Robert Esnault Pelterie.)

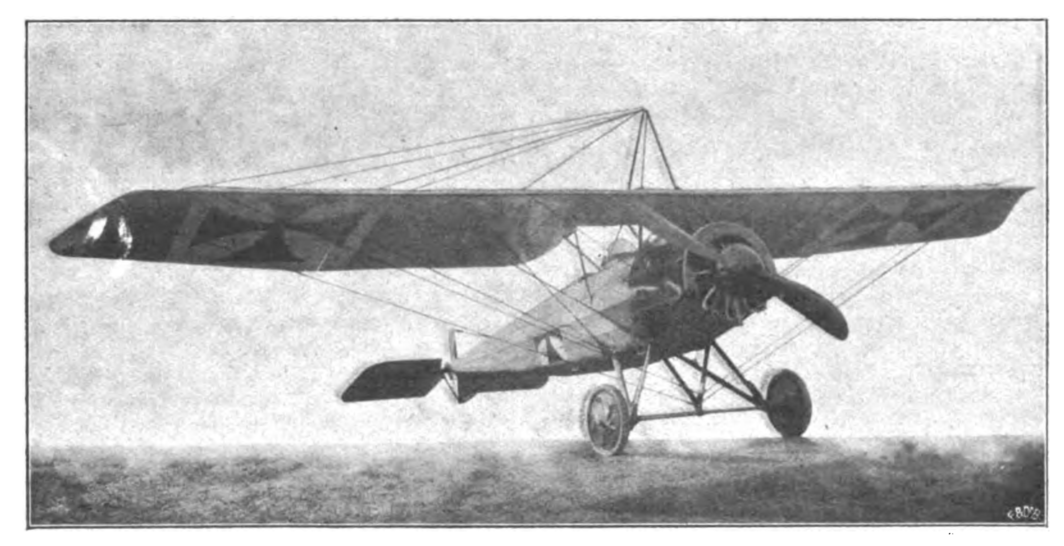


Fig. 3.

„Parasol"-Eindecker.

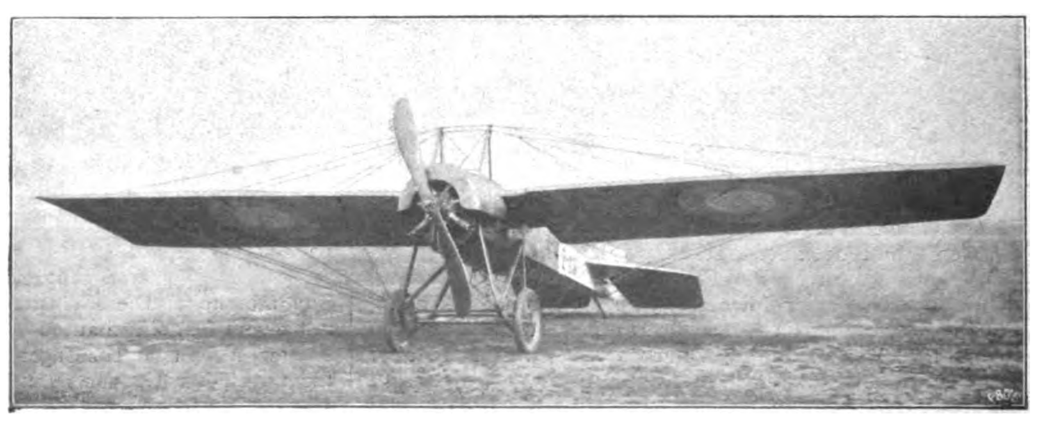


Fig. 4.

„Deperdussin"-Eindecker.

auch Flugzeugjäger mit 2 Maschinengewehren, die dann natürlich auch mit 2 Mann besetzt sind. Gewöhnlich ist dann ein Maschinengewehr fest und eines beweglich eingebaut.

4. Die Großkampfflugzeuge sind noch in der Entwicklung begriffen. Diese Flugzeuge sind mit mehreren Motoren (gewöhnlich 2) ausgerüstet und können eine Nutzlast bis zu 1000 kg und darüber befördern. Sie werden mit Bomben großen und kleinen Kalibers ausgerüstet und außerdem noch mit Maschinengewehren. Auch hat man bereits besondere leichte Geschütze für diese Flugzeuge konstruiert, welche Schrappnels verfeuern. Die Großkampfflugzeuge dienen namentlich wie die gewöhnlichen Bombenwerferflugzeuge der Bekämpfung des Feindes und seiner Anlagen auf der Erde, aber auch der Bekämpfung feindlicher Flugzeuge.

Die wichtigsten französischen und englischen Flugzeugtypen, die in diesem Kriege Verwendung finden, sollen nachstehend an Hand von Abbildungen und Zeichnungen beschrieben werden. Von den Flugzeugen der anderen feindlichen Staaten würden nur das russische Riesenflugzeug von Sikorski und die italienischen Kampfflugzeuge von Caproni interessieren. Im übrigen verwenden die Russen und Italiener meist Flugzeuge französischer und englischer Konstruktion.

Von den weniger wichtigen Flugzeugtypen begnügen wir uns mit Abbildungen und kurzen Beschreibungen, während die Haupttypen, wie z. B. der Nieuport, an Hand von Zeichnungen und Skizzen eingehend beschrieben werden.

Über die Einzelheiten (Detail-Konstruktionen) des Nieuport $1^1/_2$-Deckers wird Ingenieur Rozendaal eine Beschreibung mit Zeichnungen und Abbildungen veröffentlichen.

II. Französische Eindecker.

Schon vor dem Kriege waren einige der bekanntesten französischen Eindecker verschwunden bzw. wurden nicht mehr gebaut, z. B. die Bleriot- und Antoinette-Eindecker. Dagegen wurden bei Kriegsbeginn sehr viel Morane-Eindecker gebaut, namentlich der »Parasol« genannte Typ mit über dem Rumpf liegendem Tragdeck. Nach der Anzahl der eroberten Flugzeuge kommen dann die Eindecker von Deperdussin. Auch einige »Rep«-Eindecker (Robert Esnault Pelterie) sind bald nach Kriegsbeginn erobert worden. Jetzt dürften alle diese Eindeckerfabrikanten Doppeldecker bzw. Nieuport-1½-Decker bauen. Bleriot baute schon bei Kriegsbeginn Doppeldecker, namentlich Typ Caudron.

Nach Berichten unserer Flieger war der Morane-Typ der beste französische Eindecker. Das dürfte auch mit unseren eigenen Erfahrungen mit Eindeckern übereinstimmen, denn auch bei uns hatte sich der Fokker-Eindecker als das seinerzeit beste Jagdflugzeug bewährt. Der Fokker-Eindecker lehnt sich bekanntlich in seiner Konstruktion dem Morane-Eindecker an, wesentlich anders ist nur das Fahrgestell konstruiert. Der französische Morane-Eindecker ist mit einem festeingebauten, luftgekühlten Maschinengewehr armiert, das beim Parasol oben auf dem Tragdeck befestigt ist, ebenso wie beim Nieuport-1½-Decker. Dieses letztere Flugzeug hat die Vorteile des Morane-Parasol-Eindeckers ohne dessen Nachteile, also freien Ausblick, gutes Steigvermögen, Wendigkeit, Schnelligkeit und dabei den Vorteil einer vorzüglichen Stabilität, die beim Parasol-Eindecker nicht so gut vorhanden ist.

Die Reihenfolge der Entwicklung des französischen Jagdflugzeugs ist demnach die folgende: 1. Bleriot-Eindecker, 2. Morane-Eindecker, 3. Morane-Parasol-, 4. Nieuport-1½-Decker.

Die in diesem Kriege von den Franzosen benutzten Eindecker Typ Deperdussin, »Rep« und Nieuport entsprechen im wesentlichen den bereits im Frieden benutzten Flugzeugen der französischen Armee, deren Konstruktion aus den Beschreibungen früherer Jahrgänge der Zeitschrift bekannt ist. Beim Deperdussin-Eindecker ist hervorzuheben, daß der Rumpf sowie die Trag- und Steuerflächen vielfach statt mit Stoff bespannt mit durchsichtigen Platten belegt war, so daß ein solches Flugzeug bei der Ansicht von unten bei größerer Höhe mit bloßen Augen nicht zu sehen ist. Bei seitlichem Licht reflektieren die blanken Flächen jedoch das Licht und dann ist ein solches Flugzeug um so besser zu sehen. Beim »Rep«-Eindecker ist die Konstruktion des Rumpfgerüstes bemerkenswert, das, ähnlich wie bei unserer früheren Stahltaube und beim jetzigen A. E. G.-Doppeldecker, ganz aus Stahlrohr hergestellt ist. Der Vorteil dieser Konstruktion besteht namentlich in der Verwendung eines einheitlichen Materials. Ist das Rumpfgerüst z. B. aus Holz hergestellt, die Diagonalverspannungen desselben aber aus Stahldraht, so ist ein späteres Verziehen möglich, denn Holz ist bekanntlich ein hygroskopisches Material, das je nach dem Feuchtigkeitsgehalt der Luft Wasser aufnimmt oder abgibt. Trocknet das Holz aus, so verkürzt es sich, und die zwischen den einzelnen Feldern des Gerüstes gespannten Diagonaldrähte werden dann locker, wodurch die Festigkeit des ganzen Gerüstes verringert wird. Mit Stahl als Konstruktionsmaterial für Rumpf und Holme werden jedoch die Flugzeuge schwerer als bei Holzbau. Erst bei Großflugzeugen dürfte dieser Nachteil fortfallen, daher die zunehmende Verwendung von Stahl beim Bau von Großflugzeugen. Für Teile, die sich nicht verziehen dürfen, wie z. B. die Holme der Tragflächen, dürfte aber auch für einsitzige und zweisitzige Flugzeuge Stahl vorzuziehen sein, weil sich solche Holme unter den Einflüssen der Witterung nicht verziehen können. Auch bei Holzbau läßt sich der vorher besprochene Nachteil beseitigen oder verringern, wenn die Diagonalverspannungen und die Stoffbespannung durch Beplankung mit Sperrholz ersetzt wird. Es ist auffallend, daß diese Bauart, die sich bei unseren deutschen Doppeldeckern so gut bewährt hat und für die Rumpfkonstruktion immer weitere Verbreitung findet, weder bei französischen noch bei englischen Flugzeugen bisher Eingang gefunden hat. Der Grund dürfte darin liegen, daß namentlich die französischen Konstrukteure möglichst leicht bauen wollen und die Bauart von den französischen Militärbehörden unterstützt wird. Manche Konstruktionsdetails, namentlich an französischen Eindeckern, muten einen deutschen Konstrukteur direkt leichtsinnig an; es ist ja auch bekannt, daß an französischen Eindeckern häufig Flügelbrüche vorgekommen sind. An sich bietet ja die Tragdeckkonstruktion des Eindeckers weniger Sicherheit als die des Doppeldeckers. In dieser Hinsicht dürften Eindeckerkonstruktionen größere Sicherheit bieten, bei denen die Festigkeit der Flügel nicht allein von den Spannseilen abhängt, vielmehr durch sehr starke und durchgehende Holme erreicht wird. Eine solche durchgehende Holmkonstruktion bietet namentlich bei Parasol-Eindeckern keine Schwierigkeit.

Wie schon erwähnt, wurden die französischen Eindecker ausschließlich mit Umlaufmotoren ausgerüstet, und zwar herrschte bei Kriegsbeginn der Gnom-Motor vor. Dieser ist jetzt jedoch durch andere Motorkonstruktionen überholt und verdrängt worden. Am verbreitetsten ist jetzt der »le Rhône«-Umlaufmotor, von dem zwei Typen gebaut werden; eine Type mit sieben Zylindern von nominell 80 PS und eine Type mit neun Zylindern von nominell 110 PS. Der Siebenzylindermotor leistet jedoch an der Bremse ca. 100 PS und der Neunzylinder le Rhône leistet 140 bis 148 PS. Der le Rhône-Umlaufmotor hat sich als weit betriebssicherer und ökonomischer als der Gnom-Umlaufmotor erwiesen. Das Aussetzen einzelner Zylinder kommt weit seltener vor und der Benzin- und Ölverbrauch ist beim le Rhône-Motor erheblich geringer. Diese Vorteile dürften namentlich zurückzuführen sein auf die Anwendung gesteuerter Einlaßventile und die bessere Konstruktion des Vergasers. Die Verwendung gußeiserner Manschetten in den Zylindern verhütet ein Festfressen der Kolben und verringert den Ölverbrauch. Bald nach Kriegsbeginn wurden auch mehrere französische Eindecker mit feststehenden, sternförmig angeordneten Zylindern, Fabrikat Anzani, erobert. Diese luftgekühlten Motore scheinen sich nicht bewährt zu haben, denn außer den Umlaufmotoren Bauart »le Rhône« und Clerget verwenden die Franzosen, und zwar nur an Doppeldeckern, luftgekühlte Standmotore Bauart Renault und wassergekühlte Standmotoren. Von letzterer Motorenart kommt auch häufig bei Doppeldeckern der Salmson-Motor vor mit sternförmiger Anordnung der Zylinder. Bei den anderen Standmotoren bauen die französischen Konstrukteure jetzt vielfach bezüglich der Anordnung der Ventile und anderer Organe unsere deutschen Motoren (Mercedes) nach, die, was Betriebssicherheit und geringen Verbrauch von Betriebsmitteln anbelangt, die französischen und englischen Motorkonstruktionen wohl weit übertreffen.



Fig. 5.

Nieuport-$1^1/_2$-Decker.

Typ 12.

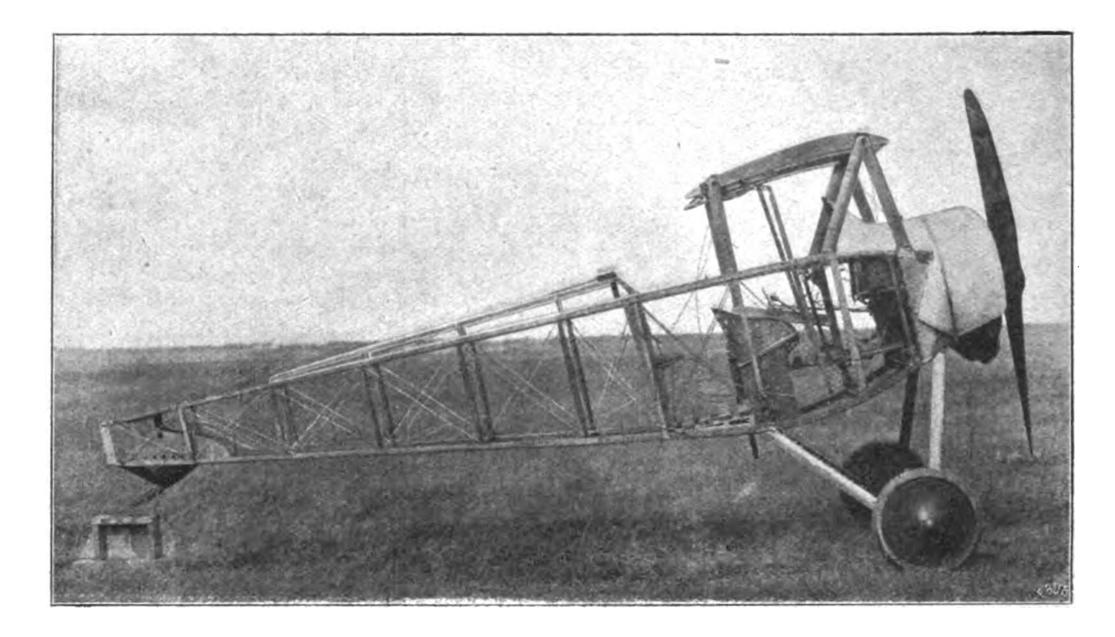


Fig. 6.

Rumpf des Nieuport-$1^1/_2$-Decker

ohne Bespannung.

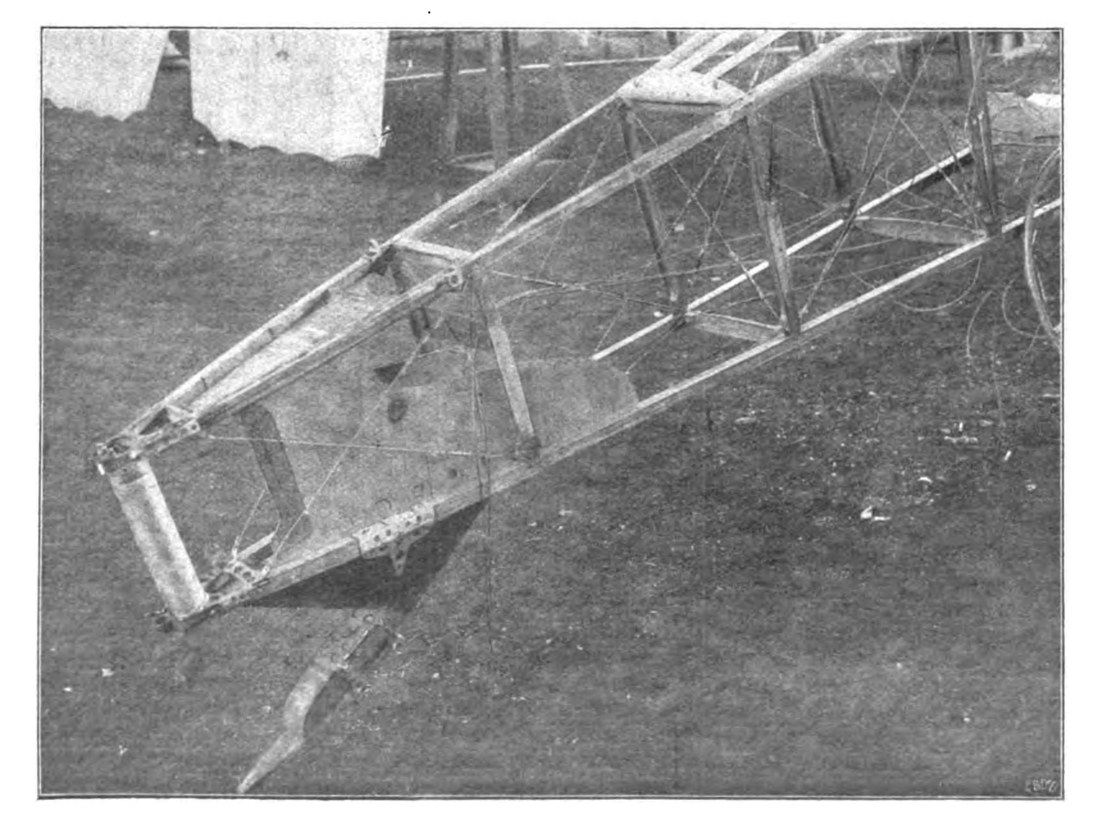


Fig. 7.

Nieuport-$1^1/_2$-Decker

Rumpf mit Sporn.

Bei den französischen Eindeckern und vielfach auch bei den Doppeldeckern fehlt ein besonderer Fallbenzintank. Es kommt also nur ein Benzintank zur Anwendung; falls dieser über dem Feinde durchschossen oder durch andere Umstände leck wird, ist das Flugzeug also meist verloren.

Bei den Eindeckern fällt gegenüber unseren deutschen Flugzeugen auch die enge und niedrige Anordnung der Sitze auf. Es wird wahrscheinlich, um Gewicht zu sparen, wenig Wert auf Komfort für die Insassen gelegt. Auch sonst erscheint die Einrichtung vielfach primitiv, auch beim Einbau der Waffen, namentlich der Maschinengewehre, ist dies der Fall, weil man überall an Gewicht zu sparen sucht. Alles in allem sind demnach die vorgenannten französischen Eindeckerkonstruktionen unseren Fokker-Eindeckern erheblich unterlegen, die namentlich einen weit besseren Maschinengewehreinbau aufweisen. Die Steuerung des Maschinengewehrs bei festem Einbau desselben durch den Motor zum Schutze des Propellers ist bei keinem der eroberten französischen Eindecker vorhanden. Das Maschinengewehr wird gewöhnlich so hoch montiert, daß es über den Propeller hinwegschießt.

Bald nach Kriegsbeginn wurden auch einige französische Eindecker mit teilweiser Panzerung erobert, jetzt ist dieser Schutz der Insassen ganz aufgegeben, weil gegenüber unseren neuen Geschossen mit Stahlkern die Panzerplatten zu dick und schwer ausfallen würden, wenn sie wirklich einen Schutz gewähren sollen.

Auffallend bei den eroberten französischen Eindekkern ist auch die Verschiedenheit in der Konstruktion der Steuerung. Bei den meisten Flugzeugen wird wohl Höhensteuer und Quersteuer durch denselben Hebel bewegt (Knüppelsteuerung), es finden sich jedoch auch Flugzeuge (Nieuport-Eindecker), bei denen das Quersteuer (Verwindung) durch einen Fußhebel vom Führer betätigt wird. Gerade für den Übergang von einem Flugzeugtyp auf den anderen ist es wichtig, daß die Organe für die Steuerung gleich ausgebildet sind bzw. in gleicher Weise betätigt werden. Auch in dieser Hinsicht sind unsere Flugzeuge weit einheitlicher durchgebildet.

III. Französische 1½-Decker (Nieuport).

Den Übergang zu den Doppeldeckern, der heute weitaus vorherrschenden Bauart, bilden die Doppeldecker mit großer oberer Tragfläche und kleinerer (etwa halb so groß) unterer Tragfläche. Diesen Flugzeugtypen hat die Firma Nieuport (jetzt Société anonyme des Etablissements Nieuport in Issy-les-Moulineaux bei Paris) geschaffen, und zwar soll schon 1910 der Schweizer Flugzeugkonstrukteur Schneider, damals Betriebsleiter der Nieuport-Flugzeugfabrik, die Anregung zum Bau eines 1½-Deckers gegeben haben, um die Vorteile des Eindeckers (Schnelligkeit, Wendigkeit) mit denen der Doppeldecker (Stabilität, geringe Spannweite) zu vereinigen. Verfasser hatte schon in einem Vortrag im Verein Deutscher Ingenieure, Berlin 1908, auf die Vorteile des kleinen unteren Tragdecks bei Doppeldeckern hingewiesen. Der Nieuport-1½-Decker ist heute bei den Franzosen die weitaus verbreitetste Flugzeugtype.

Es sind eine große Anzahl einsitzige und auch einige zweisitzige Nieuport-Flugzeuge erobert worden. Die Flugzeuge sind jedoch nicht einheitlich gebaut, wahrscheinlich bauen mehrere Fabriken Nieuport-1½-Decker, die den Einzelteilen eine verschiedene Ausführung geben. Dies ist, wie schon in der Einleitung erwähnt, ein großer Nachteil für die Instandhaltung und Reparatur der Flugzeuge im Felde. Auch wird am Nieuport-Typ fortlaufend verbessert, und ferner ergeben sich durch den Einbau verschiedener Motortypen abweichende Ausführungen. Stets kommt ein Umlaufmotor zur Anwendung. Beim einsitzigen Flugzeug gewöhnlich der 80 PS-»le-Rhône«-Motor. Es sind jedoch auch einsitzige Flugzeuge mit 110 PS-le-Rhône-Motor erobert worden. In den zweisitzigen Nieuport ist der 110 PS-le-Rhône- oder Clerget-Motor eingebaut. Schon vor Kriegsbeginn war in Frankreich der Umlaufmotor vorherrschend, jetzt ist dies noch mehr der Fall, und man kann sagen, daß der Umlaufmotor bei den Jagdflugzeugen die Standmotoren vollständig verdrängt. Dies dürfte darin seine Ursache haben, daß zurzeit das leichte Jagdflugzeug, namentlich der Einsitzer vorherrscht, für den der leichte Umlaufmotor mit seiner geringen Baulänge der bestgeeignete Motor ist. Augenscheinlich ist beim derzeitigen Leiter des französischen Flugwesens das herrschende Leitmotiv, eine möglichst große Anzahl von Flugzeugeinheiten anzusetzen; und zweifellos hat diese Anschauung viel für sich. Der Verlust eines kleinen Flugzeuges hat keine große Bedeutung, und kleine, schnelle und wendige Flugzeuge können nicht so leicht abgeschossen werden (namentlich wenn sie hoch fliegen) als große Flugzeuge. Wegen ihrer größeren Steigfähigkeit, Schnelligkeit und Wendigkeit sind sie nicht nur bei Angriffen auf sie von der Erde aus den Großflugzeugen überlegen, sondern auch beim Angriff feindlicher Flugzeuge, und vor allen Dingen kommen den leichten Einsitzern die vorgenannten Eigenschaften selbst im Luftkampf zugute. Der Kampfwert der kleinen Einsitzer in der Luft ist etwa der gleiche wie der von größeren zweisitzigen Flugzeugen, auch wohl dann, wenn diese außer mit fest eingebautem Maschinengewehr mit einem beweglichen, vom Beobachter bedienten Maschinengewehr armiert sind.

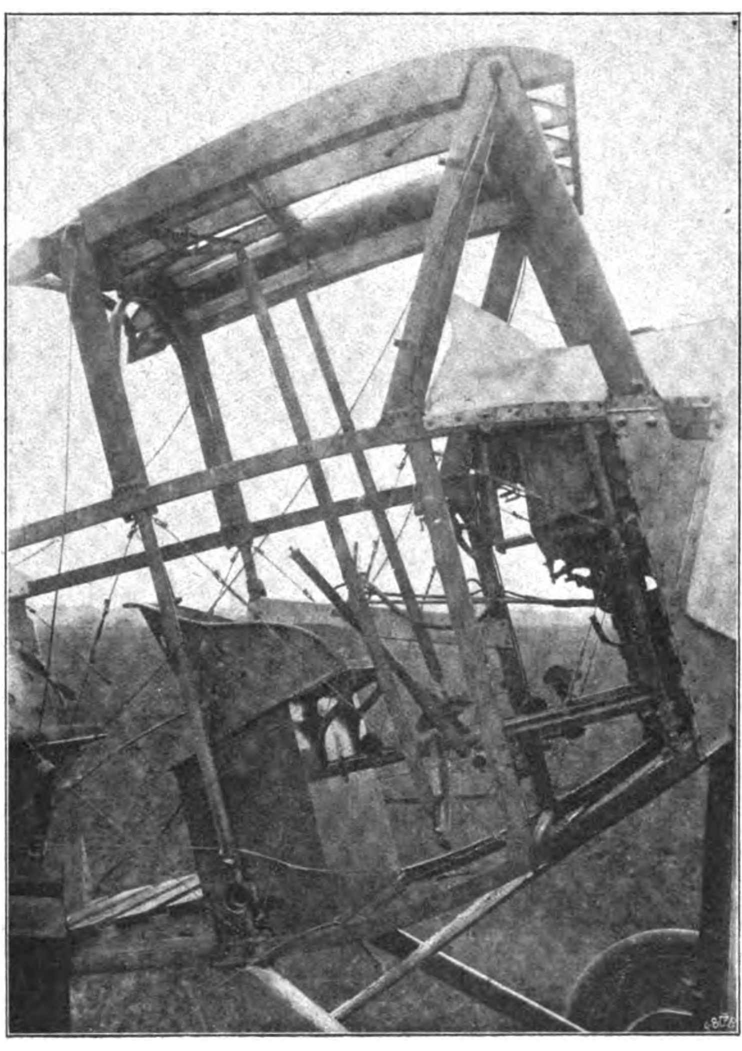


Fig. 8.
Führersitz und Steuerung des Nieuport-Zweisitzers.

Man kann nicht einmal behaupten, daß die mit zwei Maschinengewehren armierten Großflugzeuge den doppelten Kampfwert haben, weil kaum beide Gewehre gleichzeitig zu benutzen sind, und der kleine schnelle und wendige Einsitzer sein festeingebautes Maschinengewehr sehr gut ausnützen kann. Das beweisen uns ja die Erfolge von Boelcke, Immelmann und vielen anderen im Kampfe erfolgreichen Fliegeroffizieren, die fast alle Einsitzer mit festeingebautem Maschinen-

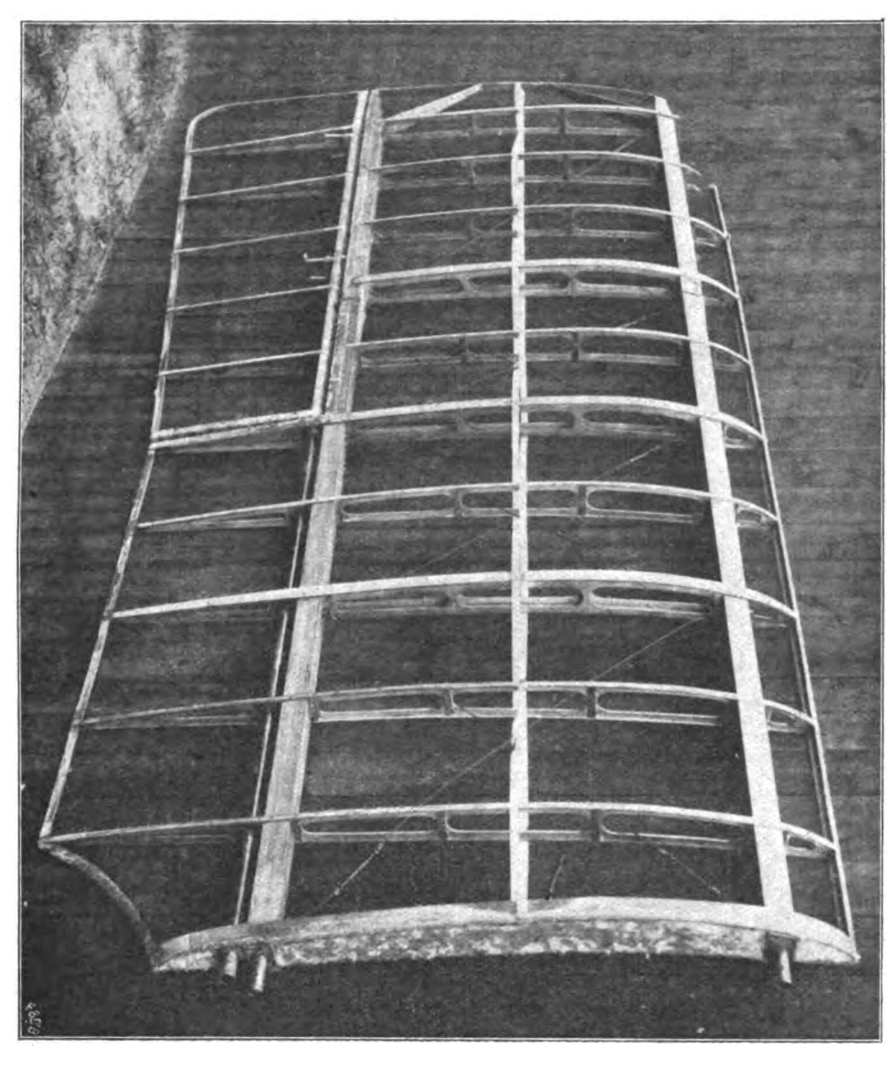


Fig. 9.

Gerüst eines oberen Flügels des Nieuport-1½-Decker.

gewehr fliegen. Da zurzeit noch das Maschinengewehr die wichtigste und am besten ausgebildete Flugzeugwaffe ist, ergibt sich, daß auch das einsitzige Jagdflugzeug mit einem Maschinengewehr zurzeit der wichtigste Flugzeugtyp für den Landkrieg ist, soweit es sich um die Anwendung des Flugzeuges als Waffe zur Bekämpfung feindlicher Luftfahrzeuge handelt.

Daher die große Verbreitung des Nieuport auf der Seite unserer Feinde. Bei dieser überragenden Bedeutung des Nieuport soll dieser Flugzeugtyp zuerst an Hand von Zeichnungen und photographischen Abbildungen eingehend beschrieben und die Abmessung der neuesten Nieuport-Typen, deren Gewichte, Ausrüstung und Flugleistungen in Tabellen zusammengestellt werden.

Der Nieuport-1½-Decker wird nach der schon vor dem Kriege in Frankreich allgemein üblichen Konstruktionsmethode in der Hauptsache aus Holz mit Stoffbespannung des Rumpfes und der Tragflächen gebaut.

Der Rumpf besteht aus einem mit Drähten diagonal verspannten, im Querschnitt rechteckigen Holzgerüst. Nach hinten wird der Querschnitt trapezförmig, indem die Unterseite des Rumpfes schmäler als die Oberseite wird. Das hintere Ende läuft in einem vertikalen Steven aus. Die Rumpfoberseite ist durch ein etwa halbkreisförmig gebogenes, mit Stoff überklebtes Fournier bedeckt. Die Längsholme des Rumpfes sind aus Eschenholz hergestellt oder der vordere Teil ist Esche, der hintere Teil des Holmes ist Spruce. Die Stiele oder Spanten des Rumpfgerüstes sind ebenfalls bis auf die vorderen Stiele und die Motorbefestigung, die aus Stahlrohr bestehen, aus Holz hergestellt und zwecks Gewichtserleichterung ausgespart. Die Eckverbindungen und Strebenschuhe sind aus Stahlblech hergestellt mit Lappen für die Spanndrähte. Die Eckverbindungen der verschiedenen Typen lassen erkennen, daß die Massenfabrikation trotz der Verbreitung dieser Flugzeugtype noch nicht durchgeführt ist. Überhaupt macht die ganze Ausführung der französischen Flugzeuge (mit Ausnahme der Motoren) einen fast handwerksmäßigen, weniger fabrikmäßigen Eindruck. Manche Teile machen auf den deutschen Konstrukteur einen fast behelfsmäßigen Eindruck.

Die Belastung des Flugzeugs ist im vorderen Rumpfteil eng zusammengedrängt, d. h. Motor, Betriebsstofftanks und Führersitz liegen sehr nahe beisammen. Diese gute Zentrierung ist ja nur beim Sternmotor möglich und erhöht die Wendigkeit des Flugzeugs. Der Motor ist durch eine Motorhaube aus Aluminium abgedeckt. Bei einigen Nieuport-Typen (z. B. Nr. 17) ist diese Motorhaube ganz geschlossen resp. bildet einen Rotationskörper (ringförmig), bei anderen Nieuport-Flugzeugen ist die Motorhaube halbringförmig, d. h. unten offen.

Die Tragflächen haben, wie schon erwähnt, sehr verschiedenen Flächeninhalt. Die oberen Flügel sind mit zwei, die unteren mit nur einem Holm konstruiert, da die unteren Flügel nur etwa die halbe Tiefe der oberen haben. Die unteren Flügel sind in einen größeren Neigungswinkel einge-

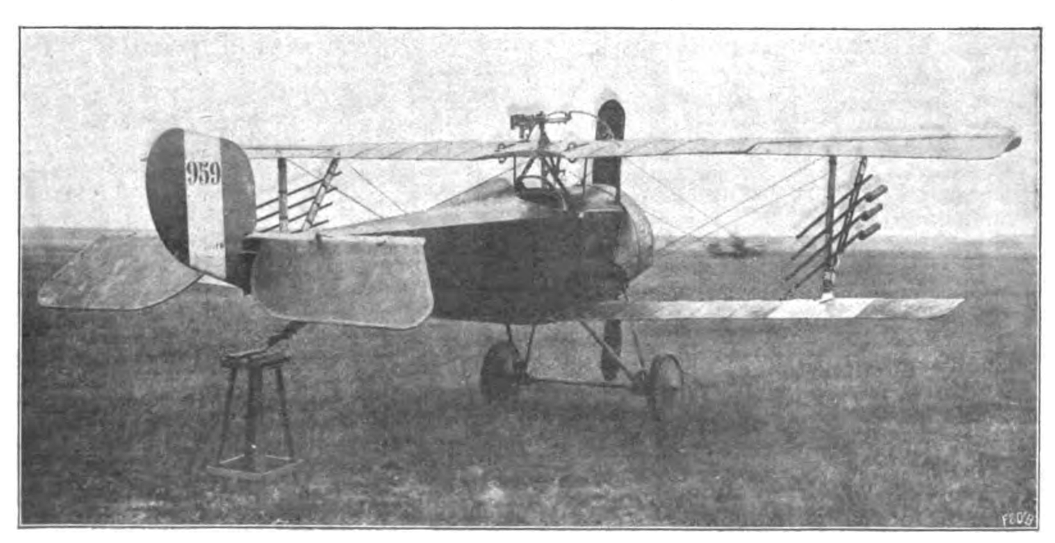


Fig. 10.

Nieuport-1½-Decker

Typ 16 mit Raketen.

Ansicht von hinten.

(Die Raketen dienen zum Angriff auf Fesselballone und Luftschiffe.)



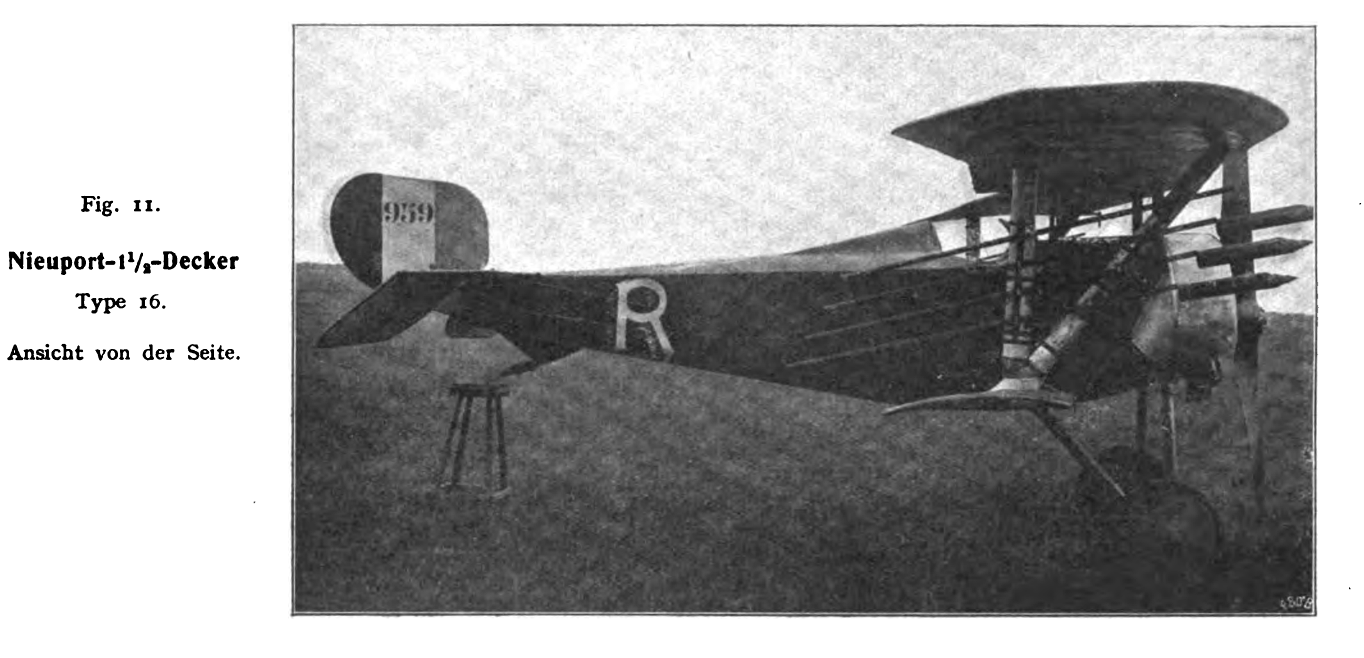


Fig. 11.

Nieuport-1½-Decker

Type 16.

Ansicht von der Seite.

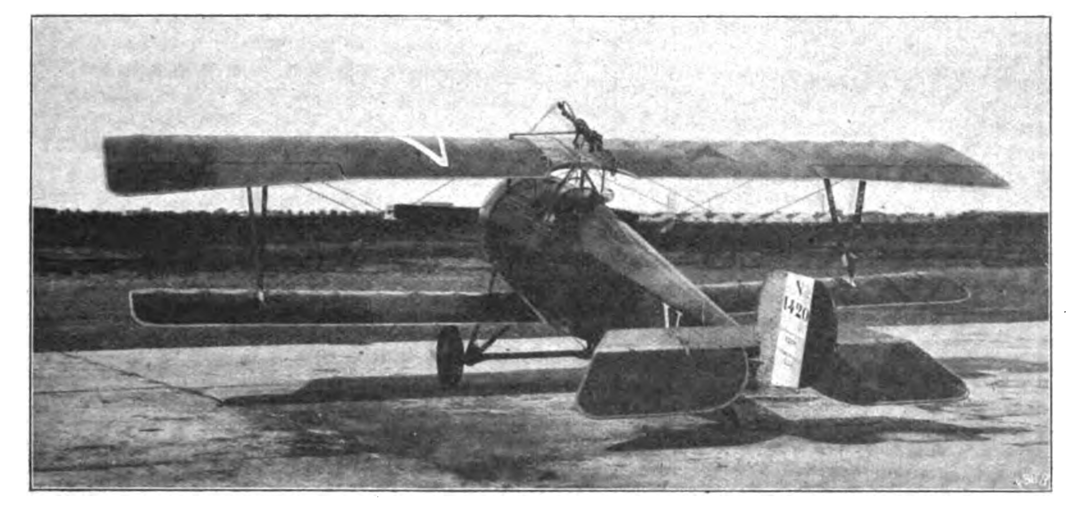


Fig. 12.

Nieuport-1½-Decker

Type 17.

Ansicht von hinten.

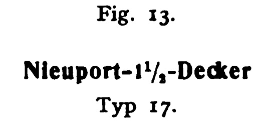
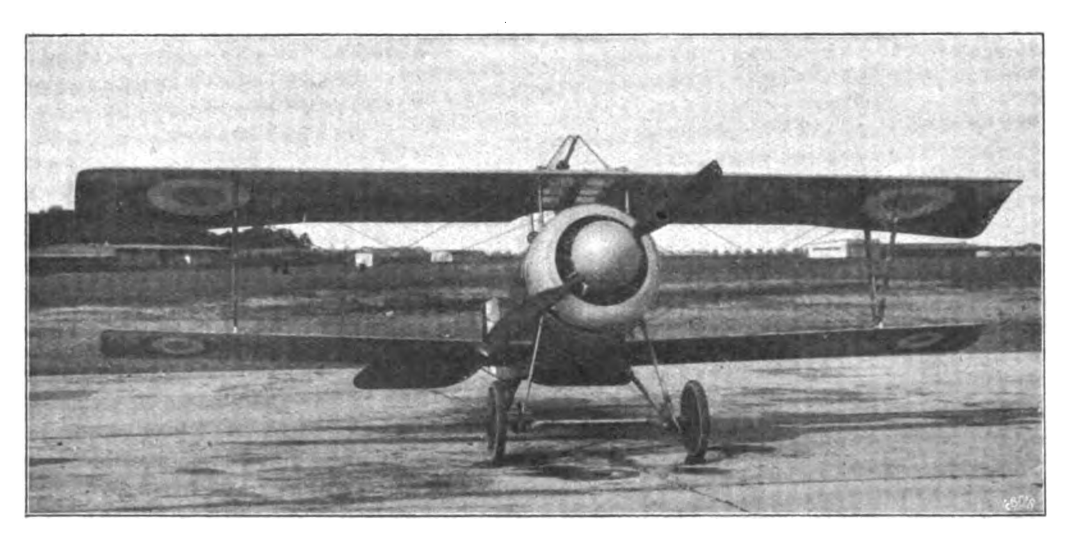


Fig. 13.

Nieuport-1½-Decker

Typ 17.

Ansicht von vorne.



stellt, etwa 1 mal so groß als die oberen Flügel, der Anstellwinkel selbst jedoch ist bei einzelnen Nieuport-Typen jedoch sehr verschieden und schwankt für die oberen Flügel von 1½° bis 3½°. Die Tragflächen haben eine geringe Pfeil- und V-form, außerdem sind sie stark gestaffelt, so daß die Mittelholme in den unteren Flügeln unter den hinteren Holmen der oberen Flügel liegen. Die unteren Seiten der Flächen haben eine geringe, die oberen Seiten eine starke Krümmung, woraus sich verhältnismäßig dicke Flügelquerschnitte ergeben. Bei einigen Nieuport-Typen, z. B. beim zweisitzigen Typ Nr. 15, ist der mittlere Teil der oberen Tragfläche fest mit dem Rumpf resp. dem Spannbock verbunden (Baldachinkonstruktion). Auch der Spannbock wird verschieden konstruiert, gewöhnlich besteht er aus vier Stielen. Bei der Baldachinkonstruktion sind sechs Stiele vorhanden. Die ganze Tragzelle ist stets einstielig konstruiert und zwar kommt ein V-förmiger Doppelstiel zur Anwendung.

Die Holme der Flügel sind als rechteckige Kastenholme

aus Spruceholz hergestellt. An den Befestigungsstellen sind die Holme durch Holzfüllungen verstärkt. Die Spieren der Flügel sind normal konstruiert, Obergurt und Untergurt sind aus Eschenholz, die Stege aus Lindenholz.

Nur die oberen Flügel haben Stabilisierungsklappen. Diese werden nach außen breiter und sind auf einer Achse aus Stahlrohr befestigt, durch deren Verdrehung die Klappen verstellt werden. Um die Vorderkanten der Klappen in jeder Stellung glatt mit den Tragflächen verlaufen zu lassen, sind Stoffstreifen mit eingelegten Blattfedern aufgelegt. Die Rohrachsen der Klappen gehen, den hinteren Holmen parallel, durch die Flügel bis fast zur Mitte, dort tragen sie Hebel (aus Stahlblech geschweißt), an welchen Zugstangen aus ovalem Stahlrohr angreifen, deren untere Enden mittelst Kugelgelenken mit einem Querhebel auf der Steuerwelle verwunden sind. Die Klappen werden also durch ein festes Gestänge, nicht wie sonst üblich mittelst Seilzügen betätigt. Der mittlere Teil (Baldachin) der oberen Flügel ist mit durchsichtigem Stoff (Cellonplatten) bekleidet und hinten ausgeschnitten, um nach oben einen freien Ausblick zu gewähren. Die Holme der unteren Flügel sind mittelst Kugelgelenk am Rumpf befestigt.

Das Fahrgestell ist sehr einfach konstruiert mit beiderseits je zwei V-förmig zusammengesetzten Stielen. Diese Stiele sind aus gezogenem Aluminiumrohr mit tropfenförmigem Querschnitt hergestellt und durch Strebenschuhe aus Stahlblech befestigt. Die Abfederung der Achse der Anlaufräder erfolgt mittelst Gummizügen. Die Hilfsachse, welche die Fahrgestellstreben unten verbindet, besteht aus Aluminium von rinnenförmigem Querschnitt. Die Achse der Räder ist eine einfache glatte Stahlrohrachse, Nieuport hat also seine bekannte federnde Achse aus Blattfedern aufgegeben.

Der Sporn am hinteren Rumpfende ist fest mit demselben verbunden. Er besteht aus einem glatten Holzstiel, dessen unteres Ende eine einfache gebogene Blattfeder trägt.

Besondere Beschreibung des Nieuport-$1^1/_2$-Deckers, Type 11.

(Baujahr 1916.)

(Typ 16 fast gleich und als Raketenmaschine.)

Abmessungen:

Spannweite: Oberflügel	7520 mm
» Unterflügel	7400 »
Tiefe: Oberflügel	1200 »
» Unterflügel	700 »
Länge über alles	5750 »
Höhe	2450 »

Tragfläche:

Flächeninhalt:	Oberflügel mit Querruder	9 m²
»	Unterflügel	4,6 m²
Gesamtflächeninhalt		13,6 »
Flächeninhalt	Höhenflosse	1,0 »
»	Höhenruder	1,34 »
»	Seitenruder	0,58 »
»	Querruder (gesamt)	1,32 »
Staffelung der Flügelvorderkanten		680 mm
Flügelabstand		1230 »
V-Form:	Oberflügel	179°
»	Unterflügel	174°
Pfeilform		170° 30′
Einstellwinkel:	Oberflügel	1° 30′
»	Unterflügel	3°

Gewichte:

Oberflügel bespannt mit Beschlägen	36,0 kg
Unterflügel » » »	14,5 »
Höhenflosse	3,5 »
Höhenruder	4,3 »
Seitenruder	3,0 »
Rumpf mit Motor und vollst. Inneneinrichtung	265,0 »
Verspannungsseile	3,5 »
Laufräder	10,2 »
Zellenstiele	5,0 »
Leergewicht des Flugzeugs	345,0 »
Führer	80 kg
78 l Benzin	55 »
20 l Öl	20 »
M.-G. mit Munition	50 »
Nutzlast	205,0 kg
Gesamtgewicht (mit Nutzlast, besetzt)	550,0 »
Flächenbelastung	40,4 kg/m²
Leistungsbelastung	ca. 5,5 kg/PS

Triebwerk (Motor nnd Schwebe):

Der Motor, ein 80 PS le Rhône, ist etwas geneigt eingebaut.

Schraube: Fabrikat Levasseur; Durchmesser: 2500 mm, Blattbreite 270 mm.

Der einzige Benzintank ist gleichzeitig Fall- und Vorratstank und vor dem Führersitz eingebaut. Der Öltank ist segmentartig ausgebildet und unter der Motorhaube direkt hinter dem Motor angeordnet. Die Bedienungshebel sitzen auf einer Aluminiumleiste links vom Führer. Die Benzinanzeige erfolgt durch Standglas; die Motorhaube wird durch ein Stahlband gehalten.

Inhalt Benzintank	78 l
» Öltank	22 l

Maschinen-Gewehr-Einbau:

Das Maschinen-Gewehr ist über dem Oberflügel fest eingebaut, es ist ein Lewis-M.-G. mit 48 Schuß auf einer Patronen-Trommel. Es läßt sich zum Laden aufrichten. Das Auswechseln der Trommel ist mit einer Hand möglich. Mittels Bowdenzug betätigt der Führer den Abzug. Zum Zielen dient eine Visiervorrichtung.

Erzielte Flugleistungen:

Steigzeiten:	1000 m in	4 Minuten
	2000 » »	7 »
	3000 » »	11 »
	4000 » »	16 »

Flügelkonstruktion:

Der Oberflügel ist normal mit zwei Holmen, der Unterflügel von geringerer Tiefe mit nur einem Holm ausgeführt. Die Zelle besitzt auf jeder Seite nur einen aus Spruce hergestellten V-förmigen Stiel. Der obere Holmstielknotenpunkt ist unkonstruktiv, da er nicht gelenkig ausgebildet ist. Der untere Stielbeschlag ist als massive, runde Schelle ausgebildet. Der vierkantige Holm, der an der Befestigungsstelle durch aufgeleimte Holzfutter einen runden Querschnitt erhält, kann daher beim Aufbau gedreht werden. Dadurch ist eine beliebig starke Verwindung des Unterflügels erreichbar. Der montierte untere Stielschuh wird auf der Ober- und Unterseite des Flügels mit Aluminiumkappen verkleidet.

Die Kastenholme bestehen aus Spruve. Sie sind innen durchgehend gefräst und an den Befestigungsstellen durch eingelegte Hartholzfüllungen verstärkt. Die Rippenkonstruktion ist normal, Eschengurte mit Eindickten, erleichterten Lindenstegen.

Die Stoffbespannung ist aufgenagelt. Die an Vorder- und Hinterkante aufgeklebten Einfassungsbänder sind zwecks besserer Klebfähigkeit an den Rädern ausgezackt. An den Hinterkanten der Flügelunterseiten, ebenso an Rudern und Flossen (Ösen sind Schuhöden) von ungefähr 4 mm lichtem Durchmesser eingesetzt. Zur Herbeiführung eines guten Luftüberganges am Gelenk der Querruder sind Stoffstreifen mit eingelegten Blattfedern verwandt.

(Fortsetzung folgt.)

Patentschau.

(Von Ansbert Vorreiter.)

Ausliegende Patentanmeldungen.

(A: Anmeldung, E: Letzter Tag der Einspruchsfrist.)

77h, 15. C. 23031. Auf Luftfahrzeugen zu verwendende kleine Beobachtungsgeschosse. Gaetano Arturo Crocco, Rom, Ital.; Vertr.: M. Mintz, Pat.-Anw., Berlin SW. 11. A. 11. 3. 13. E. 30. 1. 17.

46a, 8. K. 58 398. Zweitaktverbrennungskraftmaschine mit drei oder mehreren Zylindern. Russell Thomas Kingsford, Plainfield, New-Jersey, V. St. A. A 30. 3. 14. E 20. 1. 17.

Patenterteilungen.

46c, 28. 296 061. Vorrichtung zum Anlassen von Verbrennungskraftmaschinen mittels Elektromotor. Eisemann-Werke A.-G., Stuttgart. A. 28. 10. 15. E. 21 319.

63c, 26. 295 848. Vorrichtung zur Verhinderung des Einfrierens von Automobil-Wasserkühlern. Géza von Verebély, Budapest; Vertr.: Dr. L. Gottscho, Pat.-Anw., Berlin W. 8. A. 9. 12. 14. V. 12 918.

77h, 9. 296 033. Federnde Aufhängung für Fahrgestellachsen an Flugzeugen. Allgemeine Elektrizitäts-Gesellschaft, Berlin. 17. 8. 15. A. 27 297.

77h, 5. 295 838. Stielbefestigung für Luftfahrzeuge. Albatroswerke, G. m. b. H., Berlin-Johannisthal. 7. 7. 14. A. 26230. England. A. 20. 3. 14. E. 27. 1. 17.

Auszüge aus den Patentschriften.

289 363. Drachenflieger mit zwei Hebeschrauben. Gustav Mees in Charlottenburg.

Die Erfindung bezieht sich auf Drachenflieger mit zwei Hebeschrauben und besteht darin, daß die Schraubenachsen nach einem in der Längsmittelebene des Flugzeuges liegenden Schnittpunkt zusammenlaufen und die Schaufeln der beiden Schrauben gemeinsam oder unabhänig voneinander verstellt werden können. Hierdurch wird die hebende Wirkung der Hebeschrauben verbessert, besonders wenn der von der Vortriebsschraube ausgehende Luftstrom ganz oder zum Teil auf der Saugseite der Hebeschrauben vorbeistreicht. Desgleichen kann auch die Zugkraft der Vortriebsschraube im Fall des Langsamfliegens bei einem Drachenflieger mit Hubschrauben zur Unterstützung der hebenden Wirkung der Hebeschrauben besser ausgenutzt werden als bei einem reinen Schraubenflieger.

Infolge der schrägen Stellung der Schraubenachsen und somit auch der Schrauben geht nur der verhältnismäßig kleine Raum von R bis P für die Anbringung von Tragfläche verloren.

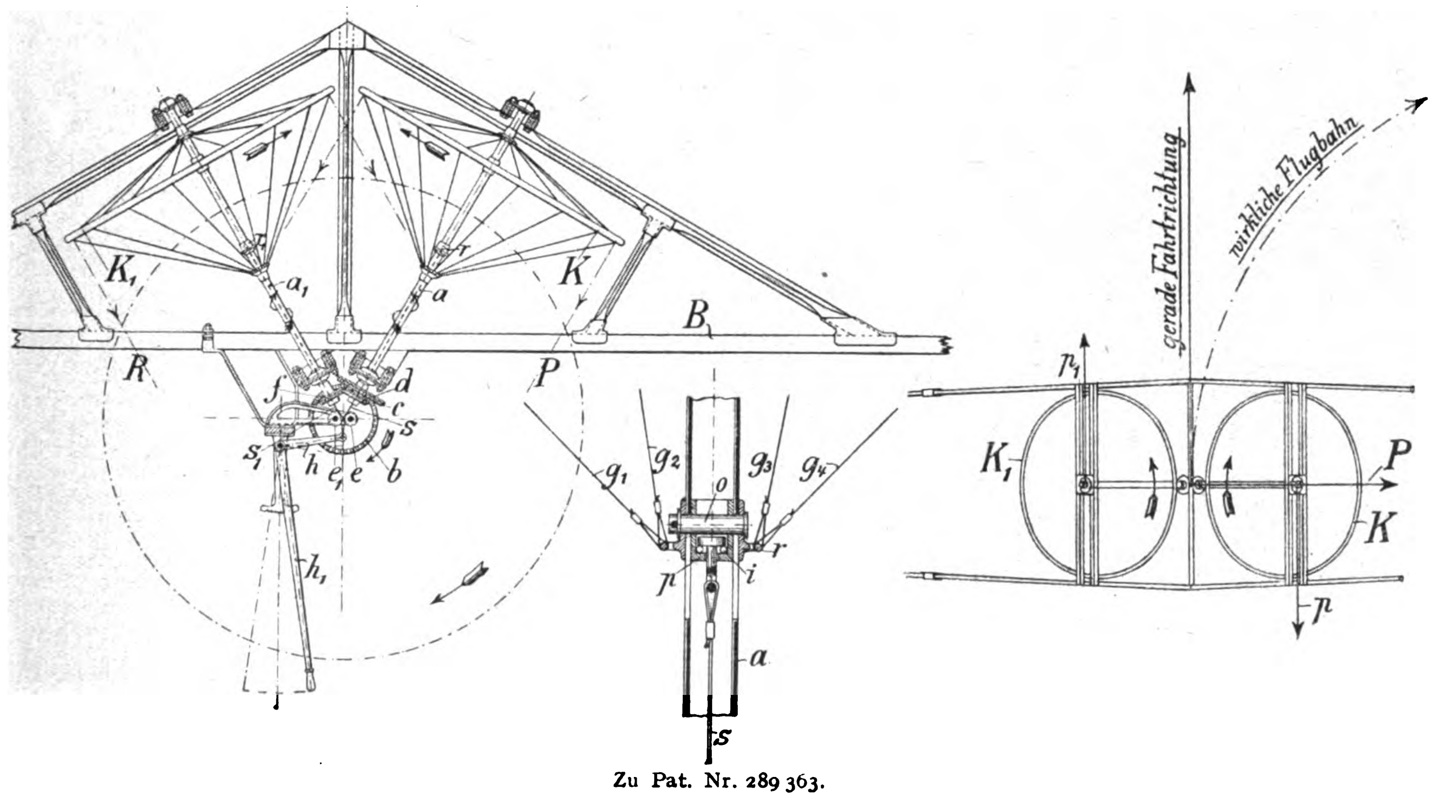
In der Zeichnung bedeutet B einen der beiden kräftigen Querbalken (Holme), an denen die Haupttragflächen angebracht sind. K und K_1 sind die beiden Stabilisatorräder, deren Achsen a und a_1 einen Winkel von etwa 60° bis 90° einschließen. Angetrieben werden die beiden Hebeschrauben von der wagerechten oder annähernd wagerechten Welle der Hauptantriebsschraube, deren Bahn durch einen strichpunktierten Kreis angedeutet ist, und zwar erfolgt zunächst der Antrieb der Schraubenachse a durch das Kegelräderpaar $b\ c$, und von der Achse a aus wird dann die andere Schraubenachse a_1 durch das Kegelräderpaar $d\ f$ mit entgegengesetzter Umdrehungsrichtung, aber gleicher Umdrehungszahl, angetrieben. Es ist dabei von Wichtigkeit, daß der Antrieb der beiden Hebeschrauben derart erfolgt, daß die Schraubenflügel sich auf der Innenseite der Schrauben nach vorn, d. h. in der Fahrtrichtung, bewegen.

Die Steuerung der Hebeschrauben, d. h. die Einstellung der um ihre Achsen drehbaren Schraubenflügel zwecks Vergrößerung oder Verkleinerung der Schraubensteigung, erfolgt durch je ein in die hohlen Schraubenachsen hinreichendes und an der Gleithülse r oder r_1 angreifendes kräftiges Zugseil s und s_1. Diese Seile sind, über Rollen $e\ e_1$ geführt und an je einem besonderen Winkelhebel $h\ h_1$ befestigt. (Diese beiden Hebel liegen hintereinander, so daß sie in der Zeichnung als ein einzelner Winkelhebel erscheinen.) Werden beide Hebel gleichzeitig umgelegt, so werden beide Hebeschrauben auf größere oder geringere Steigung eingestellt, und da bei gleicher Steigung die seitwärts gerichteten Komponenten der in der Richtung der Schraubenachsen wirkenden Hebekräfte sich ausgleichen, so können nur die lotrechten Komponenten sich geltend machen, indem sie das ganze Flugzeug hochheben. Wird dagegen nur eine der beiden Hebeschrauben auf Steigung eingestellt, oder wird die eine Schraube auf stärkere Steigung eingestellt als die andere, so tritt die Steuerwirkung ein. So ersetzen die Hebeschrauben sowohl das Höhensteuer als auch das Seitensteuer.

Die beim Befahren scharfer Kurven zum Zwecke der Vermeidung des Schleuderns erforderliche schräge Einstellung der Maschine wird beim Arbeiten nur einer Hebeschraube (oder bei stärkerem Arbeiten der betreffenden Schraube) selbsttätig dadurch bewirkt, daß die Schraubenflügel an der der Längsachse der Maschine zugeneigten Innenseite der Schrauben sich so nach vorn, also der relativen Luftbewegung entgegen, bewegen, daß die Eigengeschwindigkeit der Schraubenflügel und die relative Luftgeschwindigkeit (d. h. die Geschwindigkeit der Luft in bezug auf das Flugzeug) sich summieren, während auf der Außenseite der Schraube die relative Luftgeschwindigkeit von der Eigengeschwindigkeit der Schraubenflügel zu subtrahieren ist. Auf der Innenseite der Schrauben ergeben die Schraubenflügel infolgedessen jeweils einen weit stärkeren Auftrieb als auf der Außenseite; das daraus sich ergebende Kippmoment kommt der auf Ablenkung des Drachenfliegers aus seiner geraden Bahn wirkenden freien Seitenkraft zu Hilfe und bewirkt zugleich eine entsprechende schräge Einstellung derselben.

Die Wirkung dieses Kippmomentes kann nach Erfordernis auch noch dadurch unterstützt werden, daß der Schwerpunkt der ganzen Maschine möglichst tief unter den Tragflügeln angeordnet ist, so daß sich die Maschine beim Befahren scharfer Kurven auch unter der Einwirkung der pendelartig an einem Hebelarm angreifenden Fliehkraft selbsttätig auf die erforderliche Schräglage einstellt.

Die selbsttätige Schrägeinstellung der Flugmaschine beim Befahren scharfer Kurven infolge des erwähnten Kippmomentes und der gleichfalls erwähnten Wirkung der Fliehkraft besitzt noch eine weitere vorteilhafte Nebenwirkung, die durch Anbringung von besonderen Schwungkränzen an den Hebeschrauben verstärkt werden kann. Eine Eigentümlichkeit des Kreisels besteht nämlich darin, daß er, wenn seine Achse durch irgendeine Kraft aus ihrer jeweiligen Lage herausgedreht wird, im rechten Winkel zu dieser Ablenkung auszuweichen sucht, und zwar hängt die Richtung, in der dieses



Zu Pat. Nr. 289 363.

Ausweichen erfogt, von der Umdrehungsrichtung sowie von der Richtung der jeweiligen Ablenkung der Achse ab. Wird beispielsweise der in Fig. 3 schematisch im Grundriß dargestellte, mit den Haupttragflächen der Flugmaschine starr verbundene Rahmen der beiden Stabilisatorpropeller auf der rechten Seite nach unten geneigt, wie das der oben beschriebenen Wirkung beim Arbeiten nur des rechten Stabilisatorpropellers K (bzw. bei stärkerem Arbeiten wie der andcre) entspricht, so sucht der Stabilisator K nach hinten und der Stabilisator K_1 nach vorn anszuweichen. So wird also durch die Kreiselwirkung der beiden Schwungkränze das in der Fig. 3 eingezeichnete Kräftepaar p p_1 wachgerufen, welches die Maschine um eine lotrechte Achse zu drehen sucht. Wesentlich ist dabei, daß diese Drehung bei der gewählten Umdrehungsrichtung der beiden Stabilisatorpropeller jeweils in der Richtung erfolgt, nach der die Maschine durch die betreffende Steuerungshebeschraube, d. h. durch die von dieser erzeugte Seitenhubkraft P, von ihrer geraden Flugbahn abgelenkt wird. So wird also die letztere eigentliche Steuerungskraft durch die Kreiselwirkung der Schwungkränze in wirksamer Weise unterstützt. Mit andern Worten: der Widerstand, den die beiden Kreiselschwungkränze der Schrägeinstellung der Maschine entsprechend der mehr oder weniger scharfen Kurve entgegensetzen, vermehrt bei der gewählten Umdrehungsrichtung der Stabilisatorpropeller nicht den Steuerungswiderstand, sondern erleichtert vielmehr die Steuerung, indem er das erwähnte, in der Richtung der jeweiligen Lenkung drehende Kräftepaar erzeugt.

Nach Zurückstellung der betreffenden Steuerungsschraube auf Nullsteigung (oder auf die gleiche Steigung wie die der anderen Schraube) kehren infolge der tiefen Schwerpunktlage der Maschine die Haupttragflächen und mit ihnen der Stabilisatorrahmen, in dem Maße, wie die Fliehkraft der Maschine abnimmt, selbsttätig wieder in ihre normale, d. h. wagerechte Lage zurück. Da hierbei die Achsen der Stabilisatorpropeller in der entgegengesetzten Richtung, wie oben beschrieben, verdreht werden, so wird auch das durch diese Ablenkung hervorgerufene Kräftepaar im entgegengesetzten Sinn drehen, so daß die Maschine um so schneller aus der scharfen Kurve in die gewollte gerade Flugbahn hineinkommt.

Die Steuerungshebeschrauben können auch zur Aufrechterhaltung der Stabilität benutzt werden. Droht beispeilsweise ein starker Windstoß die Maschine unter Überwindung des Kreiselwiderstandes aus ihrer normalen Lage herauszudrehen, so wird der Führer, um dem entgegenzuwirken, die betreffende Hebeschraube auf große Steigung einstellen. Hierdurch kann eine recht erhebliche Steuerungs- oder Stabilisierungskraft erzielt werden, ohne daß dadurch der Motor überlastet wird, da in diesem Falle die schweren und mit großer Geschwindigkeit sich drehenden Kreiselschwungkränze als Energiesammler wirken.

Die beiden hintereinanderliegenden Hebel können in geeigneter Weise derart verbunden werden, daß sie nach Bedarf sowohl gleichzeitig als auch jeder für sich allein benutzt werden können.

Bücher-Besprechungen.

Bei der Redaktion eingegangene Bücher, Broschüren etc.:

Chemisch-Technische Vorschriften. Ein Nachschlage- und Literaturwerk, insbesondere für chemische Fabriken und verwandte technische Betriebe, enthaltend Vorschriften aus allen Gebieten der chemischen Technologie mit umfassenden Literaturnachweisen. Von Dr. Otto Lange. Verlag: Otto Spamer, Leipzig 1916. Quart, 1016 Seiten. Preis geb. M. 30.—.

Die Illustrations-Verfahren. Eine vergleichende Behandlung der verschiedenen Reproduktionsarten, ihrer Vorteile, Nachteile und Kosten. Von Otto F. W. Krüger, Direktor der graphischen Abteilungen von F. A. Brockhaus, Leipzig. Quart, 300 Seiten Text mit 198 Abbildungen und 74 meist bunten Tafeln. Verlag von F. A. Brockhaus, Leipzig 1914. Preis in Leinen gebunden: M. 12.—.

Ein wunderschön ausgestattetes Buch mit herrlichem Bilderschmuck. Auch wer sich nicht besonders für Druck- und Illustrations-Verfahren interessiert, wird an den schönen Bildern des Buches und seinem sonstigen Schmuckmaterial Freude haben. Aber jeder wird auch fragen (wie ich): warum sieht man so selten schöne Illustrationen und Bilder wie in diesem Buch? Sind diese mehrfarbigen Illustrationsverfahren zu teuer, liegt es am Papier oder an mangelnder Kenntnis der Verfahren und der Firmen, welche damit arbeiten? Wenn dieses schöne Buch Verbreitung findet, dann wohl auch die darin beschriebenen Illustrationsverfahren, und die deutschen Bücher werden dann die schönsten und besten in der Welt sein. A. V.

Stable Biplane Arrangements von J. C. Hunsaker. Sonderabdruck aus Engineering, 7. und 14. Jan. 1916.

Der Verfasser hat im Windkanal des Massachusetts Institute verschiedene Anordnungen der Tragflächen bei Doppeldeckern untersucht, ähnlich wie die entsprechende in der Göttinger Anstalt ausgeführte Arbeit (vergl. diese Zeitschr. Jahrg. 4, S. 1 und Jahrg. 5, S. 162), jedoch mit einem anderen Profil. Insbesondere wurden dabei solche Anordnungen herangezogen, die sich bereits ohne Zuhilfenahme einer Stabilisierungsfläche als stabil erwiesen. Die Ergebnisse sind in zahlreichen Schaubildern und 2 Tabellen wiedergegeben. Betz.

Dynamical Stability of Aeroplanes von J. C. Hunsaker 1916.

Die kurze Schrift enthält einen Auszug aus der im vorher gehenden besprochenen Arbeit. B.

Hauptmann Bölckes Feldberichte. Mit einer Einleitung von der Hand des Vaters und zwanzig Bildern. Erstes bis fünfzigstes Tausend. Verlag: Friedrich Andreas Perthes A.-G. Gotha 1916, Oktav, 123 Seiten, 18 Abbildungen im Text. Preis geheftet M. 1.—. gebunden M. 1.60.

Das Buch ist interessant geschrieben und wird das Andenken an Hauptmann Bölcke und seine Heldentaten im deutschen Volke und seinen Verbündeten noch mehr sichern. Der Leser erhält Aufschluß über das Werden und Wirken unserer Flieger-Offiziere. Die Titelseite ist schön ausgeführt mit dem Charakterkopf Bölckes. Auch das Papier und Druck des Textes ist für Kriegszeiten gut. Für die Abbildungen (Autotypien nach photographischen Aufnahmen Bölckes) wurde Kunstdruckpapier gewählt, aber die Bilder selbst könnten meist besser sein. Wenn man vorher das Buch von Krüger durchblättert hat, ist der Kontrast zu groß. Aber die Hauptsache ist der geistige Inhalt, und der wird jeden Leser, jung und alt, befriedigen.

Kugellager-Hauptliste 1916 der Deutschen Waffen- und Munitionsfabriken, Berlin-Borsigwalde.

In einem Umfange von 136 Seiten wird dem Konstrukteur ein Material geboten, welches über das DWF-Kugellager, seine Vorzüge, Ausführungsformen, Anwendungsgebiete, Behandlung usw. eingehend Aufschluß gibt. Ca. 100 Abbildungen veranschaulichen die verschiedenen Lagerformen, während die Abmessungen und zulässigen Belastungen für die im Kraftwagen-, allgemeinen Maschinen- und Apparatebau vorkommenden Drehzahlen auf 38 Tabellen zusammengestellt sind.

Außerdem enthält die Liste im Anhange auf 32 Seiten eine Sammlung grundlegender Einbau-Beispiele aus den neuesten Anwendungsgebieten, sowie allgemein gültige Regeln für Einbau, Wartung, Schmierung und Abdichtung der Kugellager in Wort und Bild. Dieser Teil wird auch in einem besonderen Einband abgegeben.

Erwähnt zu werden verdient noch ein von der Firma herausgegebener praktischer Skizzenblock, bestehend aus etwa 50 Blättern Millimeterpapier und einer Anzahl von Einbau-Beispielen, der Freunden des DWF-Kugellagers unentgeltlich überlassen wird.

Kriegerheimstätten, eine Schicksalsfrage für das deutsche Volk. Vortrag, gehalten in öffentlicher, vom Deutschnationalen Verein für Österreich einberufenen Versammlung am 8. Januar 1916 in Wien von Adolf Damaschke. Vorsitzender des Bundes deutscher Bodenreformer und des Hauptausschusses für Kriegerheimstätten, Berlin. Anhang: Exzellenz Weiskirchner, Bürgermeister von Wien, und Peter Rosegger über Kriegerheimstätten. 1916, Verlag „Bodenreform", G. m. b. H., Berlin NW., Lessingstr. 11. Gr.-Oktav, 27 S. Preis geh. 50 Pf.

Die unterseeische Schiffahrt, erfunden und ausgeführt von Wilhelm Bauer, früher Artillerie-Unteroffizier, später k. russ. Submarine-Ingenieur. In geschichtlicher und technischer Hinsicht auf Grund authentischer Urkunden und Belege dargestellt und mit Andeutungen über weitere Erfindungen Bauers versehen. Von Ludwig Hauff. Getreue Wiedergabe der einzigen 1859 erschienenen Ausgabe unter Hinzufügung von zwei Aufnahmen des 1851 gesunkenen, 1877 wieder gehobenen und im Museum für Meereskunde in Berlin aufgestellten ersten Unterseebootes. Verlag: C. C. Buchner, Bamberg 1915. Mit 4 lithogr. Zeichnungen und einem Anhange, das Philips-Delanysche submarine Boot betreffend. Okt. 78 S. mit 3 Fig.-Tafeln. Preis geh. M. 1.50.

Der deutsche Erfinder Wilhelm Bauer berichtet über seine Arbeiten an Unterseebooten, seine Versuche in Deutschland, England und Rußland. Gerade jetzt bei den großen Erfolgen unserer Tauchboote dürften diese Berichte besonders interessieren. Von Wilhelm Bauer sagt der englische Marineschriftsteller Burgoyne in seinem umfangreichen Werk über die unterseeische Schiffahrt: „Deutschland könne mit Recht stolz darauf sein, einen Mann hervorgebracht zu haben, der zur Lösung des Problems der unterseeischen Schiffahrt mehr beigetragen hat als irgend ein anderer Erfinder."

Rückkehr des Handels-U-Bootes „Deutschland" des ersten Handels-Tauchschiffes der Welt, von seiner ersten Reise nach Amerika, im Heimathafen Bremen am 25. August 1916, nach dem Gemälde von Prof. Willy Stöwer.

Der 25. August 1916 ist zu einem Markstein für unser deutsches Vaterland und die Geschichte der Seefahrt geworden. Welch eine hohe wirtschaftliche und politische Bedeutung die Ausreise der „Deutschland" und ihre glückliche Heimkehr besitzt, welcher Fortschritt für Deutschlands Seemacht, für seinen Seeruhm durch den Erfolg dieser Ozeanfahrt erzielt wurde und welchen Triumph deutsche Seetechnik damit erleben durfte, dafür gibt es allgemein nur eine Stimme.

Diese geschichtlich denkwürdige Fahrt, den Augenblick der glücklichen Rückkehr des ersten Handelstauchschiffes der Welt, hat der bekannte Marinemaler Professor Willy Stöwer im Bilde festgehalten und in einem packenden Monumentalgemälde eine authentische Darstellung nach dem Leben, ein Bild der ruhmvollen Rückkehr der „Deutschland" geschaffen, die sich nach Ansicht aller Augenzeugen zu einem Triumphzug ohne gleichen gestaltete.

Nach diesem Gemälde, das ein bleibendes Denkmal der Erinnerung an das Werk deutschen Handels, deutscher Industrie und Seeschiffahrt zur Aufhebung feindlicher Seeblockade ist, hat der Verlag Gustav Zehrfeld, Leipzig, eine Wiedergabe — Farben-Lichtdruck — als Kunstblatt von farbenprächtiger Wirkung herausgegeben.

Das in Ausführung und Farben mit dem Original übereinstimmende Kunstblatt auf Kupferdruckkarton in großem Format, Bildgröße 25 × 78½ cm (Kartonformat 90 × 120 cm), kostet 30 M. Außerdem gelangen die ersten 150 Abzüge als „Vorzugsdrucke", auf Japan gedruckt, numeriert und vom Künstler eigenhändig signiert, zum Preise von je 100 M. zur Ausgabe.

Die Geschäftsstelle des Deutschen Flottenvereins hat die weiteste Verbreitung des Bildes als in hohem Maße wünschenswert bezeichnet und auch noch besonders als Schmuck für Vereins- und Empfangsräume warm empfohlen. A. V.

Flieger-Wetterkunde. Kurz gefaßte Darstellung der Physik des Luftmeeres und der Wetterkunde in Beziehung zum Flugwesen von Dr. Oskar Prochnow, Lehrer in der Beobachter- und Fliegerschule der Flieger-Ersatz-Abteilung Köln. Quart, 32 Seiten mit 40 Textfiguren und 12 zweifarbigen Wetterkarten. Verlag: F. Nemnich, Mannheim und Leipzig, 1916. Preis M. 4.—.

Das Buch ist ein Bilderatlas der Wetterkunde und ist für Luftfahrer, namentlich Flieger geschrieben. Das Werk unterscheidet sich von allen bisher erschienenen Lehrbüchern über Flieger-Meteorologie dadurch, daß es in erster Linie durch die bildliche Darstellung lehrt, daher enthält das Werk verhältnismäßig viel Abbildungen nach Zeichnungen, Photographien und Karten, der Text dagegen ist sehr knapp gehalten. Das Werk ist eingeteilt in A. Physik des Luftmeeres und B. Fliegerwetterkunde. Im ersten Teil werden die Instrumente und Meßgeräte, wie Höhenmesser, Höhenschreiber, Windmesser etc., beschrieben und die Behandlung dieser Instrumente gelehrt. Eine Tafel enthält eine Schätzungsskala der Windstärken, mit bildlichen Darstellungen der entsprechenden Geschwindigkeiten (Fußgänger, Pferdefuhrwerk, Radfahrer, Automobil, Eisenbahn usw.). Weitere Tafeln veranschaulichen die Luftdruckabnahme mit der Höhe, die Luftzusammensetzung, die Luftströmungen (horizontal und vertikal usw.). Sehr schöne Abbildungen der verschiedenen Wolkenformen nach photographischen Aufnahmen lehren dem Flieger, aus den Wolkenformen auf Sicht und Wetter zu schließen.

Der zweite Teil behandelt die Wetterkarte, das Lesen und Verstehen derselben. die hauptsächlichsten Wetterlagen, und zwar werden die van Böbberschen Wettertypen auf 5 zusammengezogen, die nach den Windrichtungen bezeichnet werden. Die Hauptzugstraße der Tiefdruckwirbel und die drei Aktionszentra des Wetters in Europa werden behandelt. Zum Schluß kommt die Wetteransage und sind in diesem Kapitel die Allgemeinen Wetterregeln und örtlichen Wetterregeln sowohl der Praxis als auch der Wissenschaft zusammengefaßt.

Das Buch ist von einem praktischen Flugplatz-Meteorologen geschrieben und dürfte allen Fliegern und sonst in der Luftfahrt praktisch Tätigen ein unentbehrlicher Leitfaden werden. Auch Papier und Ausstattung sind zu loben. Wegen der Wetterkarten ist das Format sehr groß gewählt. In der nächsten Auflage sollte man die Karten falten, so daß sich ein handliches Taschenformat ergibt, denn einen guten Leitfaden soll man bequem bei sich tragen können. Allen Interessenten kann die Anschaffung dieses Werkes empfohlen werden.

Jahrbuch der Technischen Zeitschriften-Literatur (technischer Index). Auskunft über Veröffentlichungen in in- und ausländischen technischen Zeitschriften nach Fachgebieten, mit technischem Zeitschriftenführer. Herausgegeben von Heinrich Rieser. Zufolge Erlasses des k. k. Ministers für öffentliche Arbeiten vom 23. November 1915, Präsidialzahl 2867, allen staatlichen techn. Ämtern und Anstalten zum fortlaufenden Bezuge empfohlen. Ausgabe 1916 für die Literatur des Jahres 1915. Verlag für Fachliteratur, G. m. b. H. Wien und Berlin. Oktav, 120 Seiten. Preis gut geheftet M. 6.50.

Das Buch ist ein wichtiges Nachschlagebuch für Ingenieure und Schriftsteller. Die Einteilung ist sehr übersichtlich, so daß man das Gesuchte leicht findet. Das Gebiet »Luftfahrwesen« könnte etwas ausführlicher behandelt sein. A. V.

Aus der Geschichte der Reichsmarinestiftung. S. M. Kleiner Kreuzer »Frauenlob«. Berlin W. 10, Königin-Augustastr. 30/42, (Reichs-Marine-Amt), Juli 1916, von Wirkl. Geh. Admiralitätsrat Dr. Felisch. Kl. Oktav, 23 Seiten. Gedruckt unter opferwilliger Beihilfe der Kgl. Hofbuchdruckerei Wilhelm Greve, Berlin SW. 68.

An Bord. Kriegserlebnisse bei der schwimmenden und fliegenden Wehrmacht Deutschlands. Von Anton Fendrich. Verlag: Franckhsche Verlagshandlung, Stuttgart. Kl.-Oktav, 140 Seiten. Preis geb. M. 1,60. Das Buch ist interessant geschrieben und gewährt dem Leser einen Einblick in die Kriegstüchtigkeit unserer Marine.

Deutsche U-Boot-Taten in Bild und Wort. Von Prof. Willy Stöwer. Herausgegeben von der Reichsmarinestiftung zu Berlin W. 10, Königin-Augustastr. 38/42, zugunsten ihrer Friedenswohlfahrtszwecke. 1. Buch, Jahrgang 1916. Galerie-Verlag, G. m b. H., Berlin W. 35. Gr.-Oktav, 10 Seiten Text mit 10 ganzseitigen Abbildungen in Buntdruck. Preis M. 2.50.

Ein schönes Bilderbuch mit kurzem erklärendem Text, das zu Geschenken für junge und alte Knaben sehr geeignet ist. A. V.

„Unsere Luftwaffe" ist der Titel eines Buches, das soeben im Kunstverlag »Bild und Karte« in Leipzig erschienen ist und durch jede Buchhandlung und vom Verlag der »Luftfahrerdank« bezogen werden kann. Flugzeug und Luftschiff haben in diesem Kriege eine Bedeutung erlangt, die niemand vorausgesehen hat. Während früher selbst Fachleute annahmen, daß unsere Luftflotte im Kriege nur der Aufklärung dienen könne, hat sie sich in überraschend kurzer Zeit auch zu einer Kampfwaffe entwickelt, deren verheerende Wirkungen besonders unser Todfeind jenseits des Kanals in ausgiebiger Weise zu spüren bekommt. Wenn auch dieser riesenhafteste aller Kriege der Weltgeschichte eine einzige große Offenbarung deutschen Heldentums ist, so hat doch nicht zuletzt gerade unsere jüngste Waffe, unsere Luftflotte, sich mit unsterblichem Ruhm bedeckt und Taten vollbracht, die fortleben werden in den Herzen aller Deutschen bis in die fernsten Zeiten. Von solchen Taten berichtet das Buch, und sein Vorzug ist es, daß in ihm berühmte Flieger und Führer von Luftschiffen zu Worte kommen und mit ihren packenden Schilderungen denen da draußen, die Tag für Tag ihr Leben in die Schanze schlagen, ein Denkmal setzen, das dauerhafter ist als Stein und Erz. Das volkstümlich und spannend geschriebene, mit vielen prächtigen Doppelton- und Farbenbildern geschmückte Buch dürfte daher allgemeinem Interesse begegnen und verdient auch unter unserer Jugend, für die es als ideales Geschenkwerk bezeichnet werden kann, die weiteste Verbreitung. Der Preis von M. 2.— muß in Anbetracht der gediegenen Ausstattung billig genannt werden. K.

Der Indikator und das Indikatordiagramm. Ein Lehr- und Handbuch für den praktischen Gebrauch von Oberingenieur Dipl.-Ing. W. Wilke, Dozent an der Technischen Hochschule in Hannover. Verlag von Otto Spamer in Leipzig. Gr.-Oktav, 140 Seiten mit 203 Figuren im Text. Geheftet M. 6.—, gebunden M. 7.50.

Das Buch beschreibt alle Systeme von Indikatoren und behandelt kritisch die Vor- und Nachteile der gegenwärtig gebräuchlichen Indikatorsysteme. Im 1. Teile wird der Indikator und seine Anwendung besprochen, während im zweiten Teile eine Analyse des Indikatordiagrammes gegeben wird. Gerade in der Untersuchung der Maschinen dürfte wohl das größte und wichtigste Anwendungsgebiet des Indikators in der Praxis liegen. Das Diagramm der Dampfmaschine, der Gasmaschine, des Kompressors einschließlich der Kaltdampfmaschine und der Pumpe werden eingehend besprochen. Eine nach den einzelnen Kapiteln geordnete Übersicht über die in Zeitschriften vorhandene reichhaltige Literatur ist dem Werk beigefügt.

Aus dem Inhalt: Das Indikatordiagramm; Geschichtliches über die Entwicklung des Indikators; Die Warmfeder- und Kaltfederindikatoren; Die Einzelteile des Indikators; Die Federeichung; Der Antrieb der Papiertrommel; Die Hebelhubverminderer; Die Kurbelhubverminderer; Die Rollenhubverminderer; Die Schnurdehnungen und die dadurch verursachten Fehler der Trommelbewegung; Handhabung des Indikators; Ausführung von Indizierversuchen; Durch den Indikator verursachte Fehler des Diagramms; Indikatoren besonderer Bauart; Planimetrierende Indikatoren (Arbeitszähler); Indikatoren für Zeit- und Kurbelwegdiagramme; Indikatoren für offene Kolbenwegdiagramme; Fernschreibindikatoren (Lokomotivindikatoren); Optische Indikatoren und Mikroindikatoren (besonders für schnellaufende Motoren); Das indizierte und das wahre Druckdiagramm; Die Bewegungsgleichung des Indikatorkolbens; Die zeichnerische Ermittlung des wahren Druckdiagramms; Das Indikatordiagramm als bildliche Darstellung der Maschinenarbeit; Ermittlung der indizierten Leistung; Gebrauch des Polarplanimeters zur Auswertung der Diagramme; Ermittlung des Arbeitsmaßstabes der Diagramme; Das Diagramm der Dampf-

maschine; Die Eintritts- oder Füllungslinie; Die Expansionslinie; Die Vorausströmungs- und Austrittslinie; Die Kompressionslinie; Beispiele fehlerhafter Diagramme: Das Rankinisieren der Diagramme; Die Bestimmung des »sichtbaren« Dampfgewichtes und der spezifischen Dampfmenge aus dem Diagramm; Steuerungsdiagramm, Ventilerhebungsdiagramm; Typische Diagramme verschiedener Verbrennungskraftmaschinen; Berechnung der indizierten Leistung von Verbrennungskraftmaschinen; Die Zündungslinie; Die Expansions- und Kompressionslinie; Die Ansauge- und Anströmlinie (das Schwachfederdiagramm); Das Diagramm des einstufigen Luftkompressors; Berechnung des volumetrischen Wirkungsgrades aus dem Diagramm; Das Diagramm des mehrstufigen Luftkompressors; Das Diagramm der Kompressions-Kältemaschine (Kaltdampfmaschine); Das Pumpendiagramm; Fehlerhafte Pumpendiagramme; Ventilerhebungsdiagramme. A. V.

Unsere Fachschulen. Adreßbuch der Hoch- und Fachschulen für Technik, Kunst, Landwirtschaft, Handel und Gewerbe in Deutschland, Österreich-Ungarn und der Schweiz Herausgegeben von der Redaktion der Technischen Monatshefte. (4. Buchbeilage 1915.) Verlag der Technischen Monatshefte, Franckhsche Verlagshandlung, Stuttgart. Gr.-Oktav, 61 Seiten.

Ein wichtiges Nachschlageheft für Professoren, Dozenten und Lehrer von Hochschulen und Fachschulen wie deren Studierende, Hörer, Schüler und solchen, die es werden wollen. Dem Interessenten gibt das Werk ein Bild aller Hoch- und Fachschulen deutscher Sprache. Über alles Wissenswerte gibt das übersichtlich geordnete Werk Aufschluß. A. V.

Nachruf.

Infolge eines Unglückfalls verschied in seinem 47. Lebensjahre in Garmisch-Partenkirchen unser Ehrenmitglied

Herr Dr. med. Fritz Weisswange,

Oberstabsarzt der Reserve,

Inhaber des Eisernen Kreuzes II Klasse
und Ritter des Albrechtsordens I. Klasse mit Schwertern.

Der Verstorbene war einer der Begründer unseres Vereins, dessen Vorstand er bis zu seinem Tode angehörte. Jahrelang hat er als erster Vorsitzender und als unser Vertreter beim Deutschen Luftfahrer-Verbande sich große Verdienste erworben.

Er war ein energischer, gewandter und unerschrockener Luftfahrer und Ballonführer von Ruf, dessen Verlust für uns sehr schmerzlich ist.

In Dankbarkeit werden wir stets sein Andenken ehren!

Dresden, 30. Dezember 1916.

Königlich Sächsischer Verein für Luftfahrt.
von Laffert-Woldeck.

Geschäftliche Mitteilungen der Wissenschaftlichen Gesellschaft für Luftfahrt

Telegrammadresse: Flugwissen — Geschäftsstelle: Berlin-Charlottenburg 4, Dahlmannstraße 34 (am Bahnhof Charlottenburg) — Fernsprecher: Amt Steinplatz Nr. 6001.

1. Am 30. Dezember ds. Js. traf uns durch den in Tirol erfolgten tödlichen Absturz unseres Mitgliedes Dr. med. Fritz Weißwange, Oberstabsarzt d. R. und Besitzer des Südsanatoriums in Dresden, ein schmerzlicher Verlust. War doch der so plötzlich Verstorbene, der mit Auszeichnung am Kriege teilnahm, den verschiedenen Sports aufrichtig ergeben, ein kühner Luftfahrer und interessiertes Mitglied unserer Gesellschaft; sein Name wird bei uns unvergessen bleiben.

2. Auszeichnungen, Beförderungen:

Nach den Satzungen der kürzlich errichteten Siemens-Stiftung, die es sich zur Aufgabe macht, alle drei Jahre durch die Vertreter der größten deutschen wissenschaftlich-technischen Vereinigungen diejenigen Persönlichkeiten zu ehren, die sich wie Siemens hervorragende und anerkannte Verdienste um die Förderung der Technik in Verbindung mit der Wissenschaft erworben haben, wurde der zu diesem Zweck gestiftete Ring anläßlich der Werner-von-Siemens-Feier in der Technischen Hochschule Charlottenburg zum ersten Male an unser Mitglied, den Geheimrat Professor Dr. C. von Linde, München, verliehen.

Unser Mitglied, Exzellenz Schmiedecke, Generalleutnant, jetzt kommandiert zu den Offizieren von der Armee, Stellvertretendes Generalkommando des III. A.-K., Berlin, zuvor mit der Führung einer Landwehr-Brigade im Osten beauftragt, wurde im Laufe des Krieges mit dem Eisernen Kreuz II. und I. Klasse, der Hessischen Tapferkeitsmedaille, den Schwertern zum Komturkreuz des Sächsischen Albrechtsordens und Stern mit Schwertern ausgezeichnet.

Anläßlich der Hauptversammlung der Schiffsbautechnischen Gesellschaft wurde unserem Vorstandsmitglied, dem Wirklichen Geheimen Oberbaurat Dr.-Ing. Veith, Berlin, die höchste Auszeichnung dieser Gesellschaft: die Goldene Medaille, als Anerkennung für seine Verdienste um die Einführung der Dampfturbinen auf den Kriegsschiffen, überreicht.

Der bei Ausbruch des Krieges in ein Freiwilliges Marine-Fliegerkorps eingetretene Fabrikbesitzer Friedr. Treitschke, Kiel, zurzeit bei einer Feldflieger-Abteilung in Flandern, wurde zum Leutnant d. R. befördert.

3. Ernennungen, Kommandierungen, Berufungen:

Unser Mitglied Stabsarzt Dr. Flemming, Berlin, unserer Ärztekommission angehörig und seit Ausbruch des Krieges im Felde, wurde zum Chefarzt eines Reserve-Feldlazaretts ernannt; der General der Infanterie, Exzellenz von Hänisch, Behördenvertreter in unserem Vorstand, wurde als Kommandierender General zum Stellvertretenden Generalkommando des X. A.-K., Hannover, berufen; Privatdozent Dr. L. Hopf, Assistent an der Technischen Hochschule Aachen, wurde zur Prüfanstalt und Werft der Fliegertruppen Adlershof kommandiert; der ordentliche Professor an der Universität Gießen Dr. Walter König, Direktor des Physikalischen Instituts, erhielt seine Ernennung zum Geheimen Hofrat; Professor Dr. Linke, Frankfurt, Obmann des elektrostatischen Ausschusses unserer Gesellschaft, ist zurzeit als Leutnant d. L. zum Taunus-Observatorium kommandiert; der vor kurzem mit der vorläufigen Leitung des Radium-Instituts der Bergakademie Freiberg i. Sa. betraute Privatdozent Dr. P. Ludewig, wurde zum A. O. Professor und Vorstand des Radium-Institutes ernannt; Reichsrat Dr. Oskar von Miller, Direktor des Deutschen Museums, München, wurde von Seiner Majestät dem Kaiser zum Mitglied des Kuratoriums der Physikalisch-Technischen Reichsanstalt berufen; Dipl.-Ing. Mumm, bisher bei einer Feld-Fliegerabteilung im Osten, erhielt seine Versetzung zur Inspektion der Fliegertruppen und wurde als Überwachungsingenieur der Automobil- und Aviatik-A.-G. Leipzig-Heiterblick zuerteilt; stud. math. Karl Pohlhausen, Göttingen, seit Kriegsbeginn im Felde, wurde als Leutnant d. R. zur Prüfanstalt und Werft der Fliegertruppen versetzt und als solcher zu der Göttinger Versuchsanstalt von Professor Dr. Prandtl kommandiert.

4. Weitere Mitteilungen aus unserem Mitgliederkreise:

Gerichtsassessor a. D. Dr. jur. Heimann ist aus seiner Stellung als Knappschaftsdirektor in Bochum ausgeschieden und zum Ersten Direktor des Knappschaftlichen Rückversicherungsverbandes in Berlin-Charlottenburg gewählt.

5. Neuaufnahmen:

Gemäß § 5 unserer Satzungen wurden als ordentliche Mitglieder in die Gesellschaft aufgenommen:

cand. rer. techn. Fritz Max Mecklenburg, Leutnant d. R. im Drag.-Rgt. »König«, 2. Württemb. Nr. 26, zurzeit kommandiert zur Flieger-Ersatz-Abteilung Böblingen, Württemberg; Dipl.-Ing. Karl Theis, techn. Leiter der Halberstädter Flugzeugwerke, Halberstadt, Hohenzollernstr. 19, II.

Die Geschäftsstelle.

Schriftleitung: Ansbert Vorreiter, Ingenieur, Berlin-Steglitz. — Druck von R. Oldenbourg in München.

Mitteilungen aus der Industrie.

Verantwortlich: J. Sassenhoff, München.

Fünfzig Jahre Annoncen-Expedition. Am 1. Januar des neuen Jahres blickt die weltbekannte Annoncen-Expedition Rudolf Mosse auf ein halbhundertjähriges Bestehen zurück und darf damit einen Gedenktag begehen, der manchen Rückblick auch auf die Entwicklung des gesamten deutschen Handels und Verkehrs gestattet. Dieses Haus wurde von Rudolf Mosse in einer Zeit begründet, da Deutschland seiner Festigung als einiges Deutsches Reich entgegenwuchs und sich auf kaufmännischem und industriellem Gebiet ein neues, stark nach vorwärts drängendes Leben zu betätigen begann. Der Presse fiel damit die natürliche Aufgabe zu, diese Entwicklung zu begleiten und zu fördern, und so war es der weittragende Plan Rudolf Mosses, das Anzeigenwesen, in dem sich Angebot und Nachfrage der Volkswirtschaft sammeln, auf eine breitere Grundlage zu stellen. Er wollte eine Zentralstelle schaffen, die als Vermittlerin zwischen Publikum und Zeitung diente und den Verkehr in beiderseitigem Interesse einheitlicher und bequemer gestaltete, ohne die Kosten der einzelnen Anzeige im mindestens zu erhöhen. Das Publikum wurde so der Mühe des direkten Verkehrs mit den Zeitungen enthoben und zugleich mit fachkundigen Informationen bedient; für die Zeitungen andererseits ließ sich ein erheblicher Teil der Arbeit ersparen und der Inserentenkreis erweitern.

Auf diesen Grundgedanken baute Rudolf Mosse sein Unternehmen auf, das mit kleinen Anfängen einsetzte und sich im Lauf der vergangenen fünfzig Jahre ständig vergrößert hat. Aus dem ersten, bescheidenen Inlandsverkehr hat sich nach und nach ein Weltverkehr entwickelt; an Stelle der engen Räume, in denen die Firma am 1. Januar 1867 ihre Tätigkeit begann, ist allmählich das riesige Geschäftshaus Jerusalemer- und Schützenstraße-Ecke getreten, das ein charakteristisches Wahrzeichen des Berliner Zeitungsviertels geworden ist. Hier sind alle Einrichtungen getroffen, um das inserierende Publikum aufs rascheste fachmännisch zu bedienen; hier sind eine eigene, technisch auf der Höhe stehende Druckerei sowie ein Zeichenbureau und ein photographisches Atelier tätig, um der Annonce die moderne Ausgestaltung zu geben, die ihr auch einen künstlerischen Wert verleiht. Dem Hauptgeschäftshaus sind 34 Stadtfilialen angegliedert, denen sich 5 Vorortfilialen anschließen. Darüber hinaus hat die Firma in allen großen Plätzen des Deutschen Reiches und im Auslande, insbesondere in Österreich-Ungarn und der Schweiz, neuerdings auch im Königreich Polen (Warschau), eigene Zweiggeschäfte begründet, die den Verkehr des Publikums mit der Zeitungswelt vermitteln. Im ganzen sind zurzeit in Berlin 863, außerhalb Berlins 512 kaufmännische Beamte tätig. Hinzu kommen noch etwa 260 Agenturen im In- und Ausland. Die Berliner Druckerei beschäftigt ca. 1000 Personen.

Dem Verkehr mit Publikum und Zeitung dient auch der Zeitungskatalog von Rudolf Mosse, ein wohlbewährter Führer auf dem Gebiet der Zeitungsreklame, sowie Rudolf Mosses Normal-Zeilenmesser, der eine sichere Handhabe für die Bestimmung der Zeilenzahl bietet, die eine Annonce in einer beliebigen Zeitung einnimmt.

Die Tätigkeit der Firma blieb aber keineswegs auf die Anzeigenvermittlung beschränkt, sondern bald schon gesellte sich zu der Annoncen-Expedition eine Verlagsabteilung. Neben den verschiedenen Zeitungen, unter welchen das »Berliner Tageblatt« zuerst ins Leben trat, wurde dem Buchverlag besondere Aufmerksamkeit geschenkt. Auf diesem Gebiet seien der »Bäder-Almanach«, das bekannte Buch für die gesamte Ärztewelt, und das »Deutsche Reichs-Adreßbuch für Industrie, Gewerbe

Fortsetzung siehe nächste Seite.

und Handel« in erster Linie genannt. Die neueste Erscheinung des Adreßbuch-Verlages ist ein Gesamtadreßbuch des Königreichs Polen.

Nach dem Tode des früheren Mitinhabers der Firma, Emil Mosse, steht, zusammen mit dem jetzigen Teilnehmer, Herrn Hans Lachmann-Mosse, Herr Rudolf Mosse nach wie vor in voller Rüstigkeit an der Spitze des Gesamtunternehmens. Gerade in den Wirrnissen des Krieges hat das von ihm gegründete Haus als ein Muster deutscher Schaffenskraft und Zähigkeit seine Daseinsberechtigung erwiesen. Wenn der Frieden erst wieder Beruhigung geschaffen haben wird, darf die Annoncen-Expedition Rudolf Mosse darauf rechnen, den alten Erfolgen neue beizufügen und damit zur Ausbreitung des deutschen Handels und Verkehrs auch in Zukunft beizutragen.

»Die Firma **Hans Windhoff,** Apparate- und Maschinenfabrik Aktiengesellschaft, **Berlin-Schöneberg,** Bennigsenstraße 20/22, welche als Spezialität Kühler für Automobile und Flugzeuge fabriziert, hat soeben einen geschmackvoll ausgestatteten Wandkalender herausgegeben, den sie Interessenten gern zur Verfügung stellt. Dieselben wollen sich an die Reklame-Abteilung des genannten Hauses wenden.«

In das Handelsregister **Augsburg** wurde am 6. Nov. 1916 eingetragen:

„Bayerische Rumpler Werke Aktiengesellschaft.“ Sitz: **Augsburg.** Die Gesellschaft ist eine Aktiengesellschaft. Der Gesellschaftsvertrag ist am 24. Oktober 1916 festgestellt worden. Gegenstand des Unternehmens ist der Bau und der Vertrieb von Flugzeugen, Bauart Rumpler, und der Abschluß aller hierwegen im Zusammenhange stehender Geschäfte sowie die Beteiligung bei ähnlichen Unternehmungen. Das Grundkapital beträgt eine Million Mark und ist in 1000 — eintausend — Aktien zu je 1000 M. — eintausend Mark — zerlegt. Die Aktien lauten auf den Inhaber. Jeder Aktie werden Gewinnanteilscheine für 10 — zehn — Geschäftsjahre und ein Erneuerungsschein beigefügt. Die Dauer der Gesellschaft ist zeitlich nicht begrenzt. Der Vorstand besteht je nach der Bestimmung des Aufsichtsrats aus einer Person oder mehreren Mitgliedern. Die Vertretung der Gesellschaft erfolgt durch zwei Vorstandsmitglieder oder durch ein Vorstandsmitglied in Gemeinschaft mit einem Prokuristen, falls der Vorstand aus mehreren Mitgliedern besteht. Die Gesellschaft kann auch durch zwei Prokuristen vertreten werden. Vorstand ist Wilhelm Hausmann, Ingenieur in Berlin. Die Bekanntmachungen der Gesellschaft werden vom Vorstande erlassen und erfolgen rechtsgültig durch Veröffentlichung im Deutschen Reichsanzeiger. Zu den Generalversammlungen beruft der Vorstand oder Aufsichtsrat, soweit nicht im Gesetze Abweichendes bestimmt ist, durch einmaliges, mindestens 14 Tage vor dem Versammlungstage zu veröffentlichendes Ausschreiben im Deutschen Reichsanzeiger. Die Gründer sind: 1. Kommerzienrat August Riedinger, Rentier in Augsburg 2. Dr. Otto Kahn, Rechtsanwalt in München, 3. Hermann Robert Dietrich, Oberbürgermeister in Konstanz, 4. die »August Riedinger Ballonfabrik Augsburg, Aktiengesellschaft« in Augsburg, vertreten durch den Fabrikdirektor Joh. Scherle in Augsburg, 5. die »Rumpler Werke, Gesellschaft mit beschränkter Haftung« in Berlin, vertreten durch den Ingenieur Edmund Rumpler in Berlin. Dieselben haben sämtliche Aktien übernommen. Zu Aufsichtsratsmitgliedern wurden gewählt: 1. Edmund Rumpler, Ingenieur in Berlin, 2. Johann Scherle, Fabrikdirektor in Augsburg, 3. Franz Gerhaher, Bankdirektor in Augsburg, 4. Hermann Robert Dietrich, Oberbürgermeister in Konstanz. Von den mit der Anmeldung der Gesellschaft eingereichten Schriftstücken, insbesondere von dem Prüfungsberichte des Vorstands und des Aufsichtsrats und der Revisoren, kann bei dem Gericht Einsicht genommen werden. Von dem Prüfungsbericht der Revisoren kann auch bei der Handelskammer Augsburg Einsicht genommen werden.

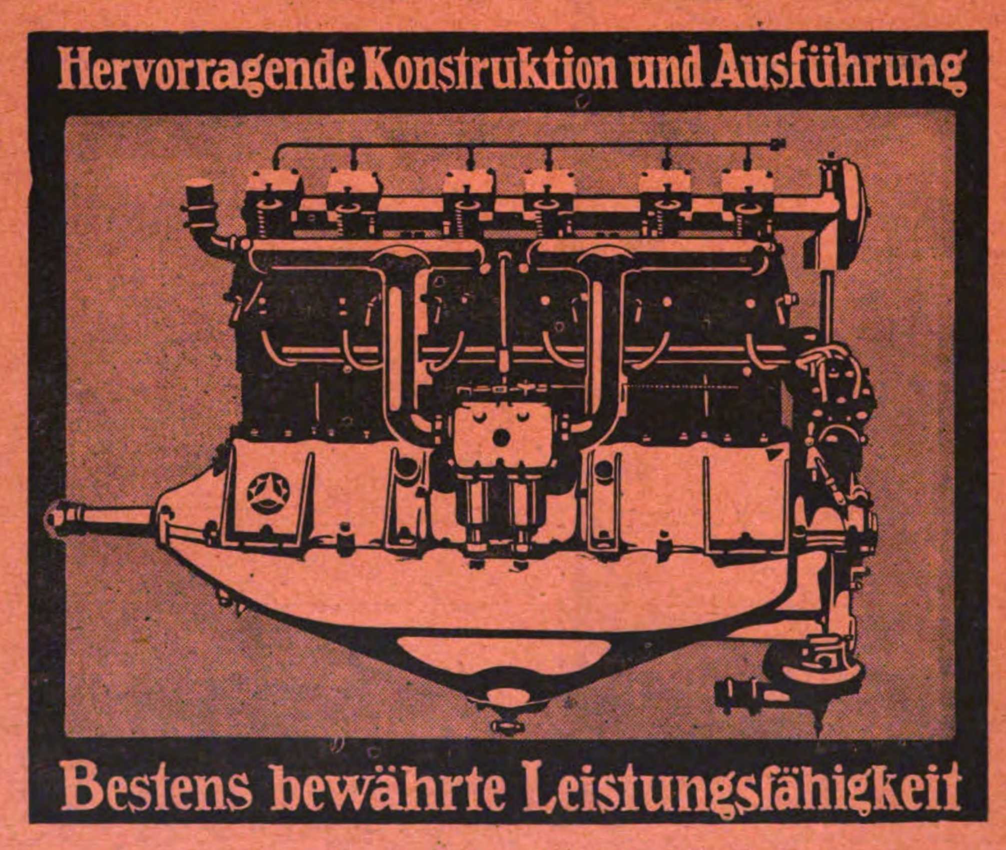
Flugzeugwerft Lübeck-Travemünde, Gesellschaft mit beschränkter Haftung. Lübeck-Travemünde: Der Geschäftsführer Bernhard Fritsch ist gestorben, der Geschäftsführer Hieronymus Ipland ist abberufen. Zum Geschäftsführer ist der Kommerzienrat Bernhard Meyer in Leipzig bestellt. Dem Otto Lipp und Adolf Hille, beide in Travemünde, ist Gesamtprokura erteilt.

Flugzeug-Waffen-Fabrik Anthony Fokker, Berlin-Reinickendorf. Inhaber Anthony Fokker, Direktor, Schwerin i. Mecklenburg.









Für den Anzeigenteil verantwortlich: Julius Sassenhoff in München. — Druck von R. Oldenbourg in München.


UNIVERSITY OF MICHIGAN
3 9015 08012 9771

